

Rudolf Brockhaus · Wo
Robert Luckner

Flugre

3., neu bearbeitete Auflag

Flugregelung

3., neu bearbeitete Auflage

Rudolf Brockhaus · Wolfgang Alles ·
Robert Luckner

Flugregelung

3., neu bearbeitete Auflage



Professor Dr.-Ing. Rudolf Brockhaus
La Bironne
04700 Lurs
Frankreich

Professor Dr.-Ing. Wolfgang Alles
RWTH Aachen
Institut für Flugsystemdynamik
Wüllnerstr. 7
52062 Aachen
Deutschland

Professor Dr.-Ing. Robert Luckner
TU Berlin
Institut für Luft- und Raumfahrt
Marchstr. 12
10587 Berlin
Deutschland

ISBN 978-3-642-01442-0 e-ISBN 978-3-642-01443-7
DOI 10.1007/978-3-642-01443-7
Springer Heidelberg Dordrecht London New York

Die Deutsche Nationalbibliothek verzeichnetet diese Publikation in der Deutschen Nationalbibliografie; detaillierte bibliografische Daten sind im Internet über <http://dnb.d-nb.de> abrufbar.

© Springer-Verlag Berlin Heidelberg 1994, 2001, 2011

Dieses Werk ist urheberrechtlich geschützt. Die dadurch begründeten Rechte, insbesondere die der Übersetzung, des Nachdrucks, des Vortrags, der Entnahme von Abbildungen und Tabellen, der Funksendung, der Mikroverfilmung oder der Vervielfältigung auf anderen Wegen und der Speicherung in Datenverarbeitungsanlagen, bleiben, auch bei nur auszugsweiser Verwertung, vorbehalten. Eine Vervielfältigung dieses Werkes oder von Teilen dieses Werkes ist auch im Einzelfall nur in den Grenzen der gesetzlichen Bestimmungen des Urheberrechtsgesetzes der Bundesrepublik Deutschland vom 9. September 1965 in der jeweils geltenden Fassung zulässig. Sie ist grundsätzlich vergütungspflichtig. Zu widerhandlungen unterliegen den Strafbestimmungen des Urheberrechtsgesetzes.

Die Wiedergabe von Gebrauchsnamen, Handelsnamen, Warenbezeichnungen usw. in diesem Werk berechtigt auch ohne besondere Kennzeichnung nicht zu der Annahme, dass solche Namen im Sinne der Warenzeichen- und Markenschutz-Gesetzgebung als frei zu betrachten wären und daher von jedermann benutzt werden dürften.

Einbandentwurf: WMXDesign GmbH, Heidelberg

Gedruckt auf säurefreiem Papier

Springer ist Teil der Fachverlagsgruppe Springer Science+Business Media (www.springer.com)

Geleitwort zur ersten Auflage

„Pilot oder Autopilot:“ le titre du premier paragraphe de l’introduction pourrait être le titre même de l’important ouvrage que Rudolf Brockhaus vient d’achever.

L’Aéronautique, plus rapidement que les autres techniques, suit le cours inexorable du progrès. L’Aéronautique n’est autre chose qu’un vaste «outil généralisé»: l’homme, après analyse des tâches qu’il effectue, essaie de les transposer sur machine afin d’alléger sa fatigue ou d’éviter la monotonie d’une tâche répétitive; parfois il demande à la machine des tâches qu’il estime trop difficiles, voir dangereuses, pour lui... ce n’est fort heureusement pas le cas de l’Aéronautique.

Cependant, cette transposition a été faite trop brutalement dans l’apogée de l’Automatique, dans les années 1950–70. Depuis, l’automaticien s’est rendu compte que l’homme devait être pris en compte dans le «système» de la même façon, si possible, que les composants physiques le sont – difficile problème dont la solution globale est toujours en gestation.

Si l’avion était seul dans le ciel, alors le vol complet (sauf accélération sur piste, rotation, prise d’assiette initiale) pourrait être automatique (atterrissage et freinage sur piste compris). Mais l’avion n’est jamais seul dans le ciel et l’équipage doit modifier les données du «plan de vol» en permanence dans les zones denses. De plus, l’incident, bien que rare, existe encore et existera toujours, la fiabilité absolue n’existant pas. Il y aura donc toujours dialogue entre l’équipage, le contrôle sol et la machine.

C’est, je pense, un très grand mérite de ce livre, qui à côté des problèmes de mécanique du vol et de physique des systèmes étudie la place de l’homme, soit dans la définition des spécifications pour un sous-système donné, soit pour la gestion du vol dans son ensemble.

Le véritable titre de cet ouvrage n’est-il pas „Pilot und Autopilot“?

Prof. Marc Pélegren
ENSAE Toulouse,
Membre correspondant
de l’Académie des Sciences, Paris.

Übersetzung des Geleitwortes

„Pilot oder Autopilot:“ Die Überschrift des ersten Abschnitts der Einführung könnte der Titel dieses ganzen umfangreichen Werkes sein, das Rudolf Brockhaus gerade vollendet hat.

Die Luftfahrt folgt schneller als andere Zweige der Technik dem unerbittlichen Lauf des Fortschritts. Sie ist nichts anderes als ein vielseitiges Großwerkzeug: nach einer Analyse seiner Aufgaben versucht der Mensch, diese auf eine Maschine zu verlagern, um sich von Ermüdung zu befreien oder um der Monotonie einer sich wiederholenden Aufgabe zu entgehen. Manchmal überträgt er der Maschine Aufgaben, die er für sich selbst als zu schwierig oder gar gefährlich erachtet – letzteres ist zum Glück in der Luftfahrt nicht der Fall.

Indes, diese Übertragung von Aufgaben hat sich während der stärksten Entwicklungsphase der Automatisierungstechnik in den Jahren 1950–70 zu schnell und unerwartet vollzogen. Seither ist dem Regelungstechniker klar geworden, daß der Mensch in dem „System“ soweit wie möglich in gleicher Weise berücksichtigt werden muß, wie die technischen Komponenten – ein schwieriges Problem, dessen globale Lösung immer noch auf sich warten läßt.

Wäre das Flugzeug allein im Luftraum, so könnte der gesamte Flug (bis auf die Beschleunigungs- und Startphase) automatisiert werden (Landung und Abbremsen auf der Landebahn eingeschlossen). Aber das Flugzeug hat den Himmel nie für sich allein und die Besatzung muß in Zonen hoher Verkehrsdichte ständig die Daten des „Flugplans“ modifizieren. Daraüber hinaus existiert der Zwischenfall immer noch, wenn er auch selten ist. Er wird immer existieren, da es eine absolute Zuverlässigkeit nicht gibt. Es wird also immer einen Dialog geben zwischen der Besatzung, der Bodenkontrolle und der Maschine.

Es ist, wie ich denke, ein großes Verdienst dieses Buches, daß neben den Problemen der Flugphysik und der Systemtechnik auch die Stellung des Menschen betrachtet wird, sei es bei der Definition von Auslegungskriterien für eines der Untersysteme, sei es in Bezug auf das Management des gesamten Fluges.

Sollte der Titel dieses Buches nicht eher lauten: „Pilot und Autopilot“?

M. P.

Vorwort zur 3. Auflage

Seit seinem Erscheinen im Jahr 1993 ist das Buch „Flugregelung“ zu einem Standardwerk geworden. Nach meiner Pensionierung im Jahre 1995 habe ich 2001 in einer zweiten Auflage formale und sachliche Fehler des Buches korrigiert und wichtige neue Literatur ergänzt, ohne allerdings seinen Inhalt vollständig zu überarbeiten.

Als im Jahr 2008 eine neue Auflage erforderlich wurde, haben sich zwei jüngere Fachkollegen mit großer Erfahrung aus Forschung, Entwicklung und Lehre bereitgefunden, eine gründliche Überarbeitung des Lehrbuches vorzunehmen:

Wolfgang Alles, Universitätsprofessor und bis 2009 Inhaber des Lehrstuhls für Flugdynamik an der RWTH Aachen (der aktiv an den beiden ersten Auflagen der Flugregelung mitgearbeitet hat), und

Robert Luckner, Universitätsprofessor und Leiter des Fachgebiets Flugmechanik, Flugregelung und Aeroelastik an der TU Berlin (der beide Auflagen kritisch durchgesehen und dafür Verbesserungsvorschläge gemacht hat).

Beide bringen ideale Voraussetzungen für diesen Neuanfang mit: sie haben an der TU Braunschweig wissenschaftlich gearbeitet und wurden dort promoviert. Sie haben anschließend in der Luftfahrtindustrie – W. Alles bei den Firmen Bodenseewerk-Gerätetechnik GmbH (Überlingen) und Dornier Luftfahrt GmbH (Friedrichshafen), und R. Luckner bei der Airbus Deutschland GmbH in Hamburg – in verantwortlicher Position an zivilen und militärischen Projekten mitgearbeitet. Beide vertreten heute u.a. das Fach Flugregelung an zwei führenden deutschen Technischen Universitäten und verwenden das Buch in ihrer Lehr- und Forschungstätigkeit. Somit konnte der Springer-Verlag dieses neu geschaffene Team ermutigen, eine dritte Auflage vorzubereiten und damit dieses Fachbuch zu aktualisieren und mit neuem Leben zu erfüllen.

Wolfenbüttel, im Juli 2010

Rudolf Brockhaus

Das gemeinsame Ziel der drei Autoren ist es, dieses deutschsprachige Standardwerk weiterleben zu lassen, damit es auch in den folgenden Jahren aktuell bleibt und denen eine Hilfe bietet, die in Lehre, Forschung und Entwicklung auf dem Gebiet der Flugregelung arbeiten. Wir waren uns einig, daß der Charakter dieses Buches erhalten bleiben sollte, daß aber gleichzeitig neue Gesichtspunkte des Fachgebiets, neue Entwicklungen, Verfahren und Vorgehensweisen, die in den zurückliegenden

fünfzehn Jahren wichtig geworden sind, so weit wie möglich aufgenommen werden. Auch sollte die Historie der nationalen Entwicklung des Fachgebiets Flugregelung erkennbar bleiben, u. a. durch Beschreibung von Forschungsarbeiten und Entwicklungen mit deutscher Beteiligung. Ein weiteres Ziel war, das angebotene Datenmaterial zu überarbeiten und Interessenten in neuer Form zugänglich zu machen.

Wieder hat eine große Zahl von Fachleuten durch kritische Vorschläge, Korrekturen und Informationen zu diesem Werk beigetragen. Wieder hat auch das Deutsche Zentrum für Luft und Raumfahrt, insbesondere durch sein Braunschweiger Institut für Flugsystemtechnik und vertreten durch dessen Leiter, Herrn Prof. Dr.-Ing. S. Levedag, zum Gelingen dieser Neuauflage beigetragen, und das nicht nur fachlich, sondern auch durch die finanzielle Unterstützung für den Neusatz in LaTeX.

Für die Vielzahl von Anregungen, für Korrekturen und Beiträge (Kapitel mit Textbeiträgen sind angegeben) gilt unser Dank: Oliver Brieger (DLR, [Kap.11.2](#)), Klaus-Uwe Hahn (DLR), Peter Hanauer (DFS), Martin Hanel (EADS, [Kap.19.3](#)), Simon Hecker (DLR, [Kap.12.3.6](#)), Matthias Heller (EADS/TU München, [Kap.12.3.3](#), [Kap.12.3.4](#)), Frank Holzapfel (DLR, [Kap.4](#)), Wolfgang von Grünhagen (DLR, [Kap.18.3.3](#)), Dieter Joos (DLR, [Kap.13.2](#)), Tony Lambregts (FAA), Gertjan Looye (DLR, [Kap.12.3.6](#)), Sven Löchelt (RWTH Aachen, [Kap.12.4.2](#)), Wulf Mönich (DLR, mit einer Vielzahl von Korrekturen und Verbesserungsvorschlägen), Hans-Christoph Oelker (EADS, [Kap.11.2](#)), Dieter Peitsch (TU Berlin, [Kap.3.6](#)), Reinhard Reichel (Uni Stuttgart, [Kap.21](#)), Wolf Röger (FH Aachen), Andrej Schönfeld (TU Berlin, Daten für Bilder und Anhang), Andreas Schubert (UniBW München), Manfred Swolinsky (TU Braunschweig), Gerd Trommer (Universität Karlsruhe). Zusätzlich wurden wir durch Mitarbeiter des Lehrstuhls für Flugdynamik der RWTH Aachen (Rolf Berting, Fabian Fibigs, Andreas Gäb, Georg Hahnen, Ines Krafft, Jan Nowack, Tobias Ostermann) und Mitarbeiter des Instituts für Luft- und Raumfahrt der TU Berlin (David Bieniek, Arndt Hoffmann, Maxim Lamp, Matthias Lauterbach, Wolfram Meyer-Brügel, Flavio Silvestre) unterstützt.

Die einundzwanzig Kapitel dieses Buches sind in sieben Bereiche gegliedert. Das erste Kapitel vermittelt einen *allgemeinen Überblick* für den auf diesem Gebiet noch wenig bewanderten Leser. Es stellt sozusagen eine Kurzfassung des gesamten nachfolgenden Textes auf einem einführenden Niveau dar und soll dessen Verständnis erleichtern und die Zusammenhänge unter den beteiligten Fachgebieten aufzeigen.

Die Kapitel zwei bis vier liefern die notwendigen *physikalischen Grundlagen* für die Beschreibung der Flugzeugbewegung in gestörter Atmosphäre. Dazu gehört zunächst die Definition aller flugmechanischen und navigatorischen Größen und ihrer Zusammenhänge, dann die Beschreibung der Ursachen und Wirkungen der aerodynamischen Kräfte und des Triebwerksschubes und schließlich die Modellierung der Luftbewegung und ihrer Wechselwirkung mit dem Flugzeug.

Die Kapitel fünf bis acht sind der Herleitung des *mathematischen Prozeßmodells* und seiner Analyse gewidmet. Die nichtlinearen Vektor-Differentialgleichungen werden eingeführt, schrittweise vereinfacht und schließlich linearisiert. Blockschaltbilder und Signalflußdiagramme sollen den Überblick über

die komplexen Zusammenhänge erleichtern. Eigendynamik und Steuerverhalten werden sowohl an Hand nichtlinearer als auch linearisierter Gleichungen analysiert.

Die Darstellung der **Randbedingungen zur Reglerauslegung** ist Inhalt der Kapitel neun bis elf. Diese betreffen die Schnittstellen zwischen Flugzeug und Regler, d.h. die Meßverfahren und Sensoren und die Steuersysteme und Aktoren. Darauf folgt eine kurze Darstellung des Aufgabenspektrums für Flugregler und deren Auslegungskriterien, wobei Randbedingungen der Flugmechanik und der Flugführung angesprochen werden.

Die Kapitel zwölf und dreizehn geben eine kurze Einführung in **Regelungsverfahren**, die sich in der Flugregelung besonders bewährt haben. Im Vordergrund stehen dabei Reglerstrukturen zur Modifikation des dynamischen Verhaltens, die sich vornehmlich für die Regelung der rotatorischen Freiheitsgrade eignen, und solche zur Prozeßführung, die für die Regelung der translatorischen Freiheitsgrade und die Bahnführung Bedeutung erlangt haben. Auf eine ausführliche Behandlung Regelungstechnischer Theorien und Entwurfsverfahren wurde verzichtet, entsprechende Grundkenntnisse werden vorausgesetzt, denn hierzu existiert eine Vielzahl hervorragender Lehrbücher.

In den Kapiteln vierzehn bis achtzehn werden schließlich die wichtigsten **Flugregler-Strukturen** erläutert. Nach der Auswahl wirksamer Rückführungen für die Stabilitätsverbesserung werden die Basisregler für Längs- und Seitenbewegung eingeführt, die der Modifikation der Flugeigenschaften dienen. Diese Betrachtung wird vertieft durch die Behandlung der wichtigsten Maßnahmen zur Erweiterung der Flugbereichsgrenzen, die unter dem Begriff „Aktive Regelung“ zusammengefaßt werden.

Darauf folgt die Darstellung der klassischen Autopiloten, und zwar fortschreitend von Einzelreglern zur Stabilisierung von Höhe, Fahrt und Kurs im Reiseflug bis zum Regelungssystem für die automatische Landung. Schließlich werden verkoppelte („integrierte“) Regler für die Führung auf wechselnden Flugbahnen vorgestellt, welche die neue Entwicklung der Flugregelung kennzeichnen, zum Teil bisher aber nur in Experimentalen systemen realisiert wurden. Sie sind charakterisiert durch die Verbindung pragmatisch ausgewählter Zustandsrückführung mit einer nichtlinearen Vorsteuerung, die aus der flugmechanischen Prozeßkenntnis heraus entwickelt wird. Hieran schließen sich Konzepte für die Generierung von Solltrajektorien und die daraus abgeleitete Sollzustandsgenerierung an. Dabei wird auch die Einbindung des Flugregelungssystems in die übrigen Bordsysteme (Navigation, *Flight Management*) erläutert.

Den Schnittstellen zwischen Pilot und Regelungssystem ist ein gesondertes Kapitel gewidmet. Hier werden Strukturen des Zusammenwirkens von Pilot und Autopilot diskutiert, die auf rein elektrischer Steuerung (*Fly-by-Wire*) und intelligenten Anzeigesystemen (*Flight Director*) basieren und wesentlich zu höherer Flexibilität der Flugzeugführung beitragen.

In den beiden folgenden Kapiteln werden **aktuelle Beispiele für das Gesamtsystem** aus dem militärischen und dem zivilen Bereich vorgestellt. Die eher systematischen Ausführungen der vorangehenden Kapitel werden hier an aktuellen

Beispielen konkretisiert. Das letzte Kapitel gibt einen Einblick in den industriellen **Entwicklungsprozeß** von operationellen Flugregelungssystemen.

Im **Anhang** sind die Bewegungsgleichungen nochmals zusammengestellt. Sie sind in dieser Form auch für die numerische Simulation geeignet. Flugmechanische Daten mehrerer Beispielflugzeuge sollen zahlenmäßige Abschätzungen erleichtern und eigene Beispielrechnungen ermöglichen. Häufig verwendete Größen und Konstanten und eine Tabelle der Standardatmosphäre sind angefügt.

Die Literaturverzeichnisse sind den Kapiteln zugeordnet. Das ausführliche Sachverzeichnis soll bei der Begriffsbestimmung und bei der Orientierung helfen. Die vielen, in der Flugregelung gebräuchlichen englischen Begriffe werden ebenfalls definiert, sie werden so weit möglich durch deutsche Begriffe übersetzt und sind im Text kursiv geschrieben. Gebräuchliche Abkürzungen sind im Anhang zusammengestellt.

Es wurde angestrebt, Begriffe, Benennungen und Formelzeichen aus existierenden Normen zu übernehmen. Wo solche nicht ausreichten, wurden neue Größen nach gleichen Prinzipien definiert. Flugtechnische und Regelungstechnische Größen sind in der Zeichenerklärung parallel zueinander zusammengestellt. Physikalische Vektoren sind durch einen Pfeil gekennzeichnet. Allgemeine Vektoren, z.B. Zustandsvektoren, und Matrizen werden im Unterschied dazu durch Unterstreichung gekennzeichnet. Gleichungen behalten stets die Nummer, unter der sie eingeführt wurden, damit man ihre Herleitung leicht finden kann. Um Irrtümer aufgrund unklarer Vorzeichen zu vermeiden, sind die Vorzeichenkonventionen für dieses Buch in [Kapitel 2.7](#) zusammengestellt.

Unter der Internet-Adresse:

<http://www.fmra.tu-berlin.de/fmra/menue/service/buch-flugregelung/>

ist zusätzliches Informationsmaterial zu diesem Buch zugänglich.

Wir wünschen diesem Buch nach dessen gründlicher Überarbeitung eine Fortsetzung seines bisherigen Erfolges und hoffen, daß es zur Weiterentwicklung dieses höchst interessanten Fachgebietes beiträgt und allen, die mit ihm arbeiten, eine Hilfe sein wird.

Im Juli 2010

Rudolf Brockhaus, Wolfgang Alles, Robert Luckner

Inhaltsverzeichnis

1 Einführung	1
1.1 Pilot oder Autopilot?	2
1.1.1 Der Autopilot als Flugschüler	2
1.1.2 Der Pilot als Flugmanager	4
1.2 Physikalische Grundlagen	7
1.2.1 Schreibweisen	9
1.2.2 Auftrieb und Widerstand	9
1.2.3 Momentengleichgewicht	11
1.2.4 Flugzeugsteuerung	13
1.2.5 Antrieb	16
1.2.6 Wind und Turbulenz	18
1.3 Mathematisches Prozeßmodell	22
1.3.1 Gleichungen der symmetrischen Bewegung (Längsbewegung)	23
1.3.2 Näherungsansatz	25
1.3.3 Gleichungsanalyse	27
1.3.4 Flugbahngleichungen	29
1.4 Randbedingungen zur Flugreglerauslegung	30
1.4.1 Besonderheiten der Regelstrecke	30
1.4.2 Regelungsaufgaben	34
1.4.3 Auslegungskriterien	37
1.5 Aufbau von Flugregelungssystemen	37
1.5.1 Dämpfer (stability augmentation system)	38
1.5.2 Lageregler	40
1.5.3 Höhenregler	42
1.5.4 Automatische Führung auf gekrümmter Flugbahn	43
1.5.5 Vorgaberegelung (Fly-by-Wire)	44
1.5.6 Gesamt-Regelungssystem	45
Literaturverzeichnis zu Kapitel 1	51

PHYSIKALISCHE GRUNDLAGEN

2 Definition der Bewegungsgrößen	53
2.1 Bezeichnungen	54
2.2 Flugmechanische Größen	56
2.2.1 Festlegung der Flugzeuglage gegenüber der Erde	56
2.2.2 Festlegung des Bahngeschwindigkeitsvektors	58
2.2.3 Festlegung der aerodynamischen Größen	60
2.2.4 Winkel zur Beschreibung des Windeinflusses	64
2.2.5 Vereinfachte Darstellung der kinematischen Zusammenhänge	65
2.2.6 Die Geschwindigkeitsgleichung	65
2.2.7 Die Drehgeschwindigkeitsgleichung	67
2.2.8 Stellaußenschläge	68
2.3 Differentiation von Vektoren	71
2.3.1 Differentiation eines Vektors nach der Zeit	71
2.3.2 Räumliche Differentiation in einem Feld	72
2.3.3 Zeitliche Ableitung bei Bewegung durch ein Feld	74
2.3.4 Beziehungen zwischen Eulerwinkeln und Drehgeschwindigkeiten	74
2.4 Größen zur Bestimmung der Flugzeugposition	75
2.4.1 Position relativ zu einem erdfesten Punkt	77
2.4.2 Position relativ zu einer Sollflugbahn	80
2.4.3 Vereinfachte Darstellung einer Anflugbahn	84
2.5 Flugzeuggeometrie	86
2.6 Einfluß der Sensorposition	89
2.6.1 Fehlausrichtung von Sensoren	90
2.6.2 Einfluß der Flugzeugrotation	91
2.6.3 Beschleunigungsvektor an einem beliebigen Punkt am Flugzeug	92
2.7 Vorzeichendefinition	93
Literaturverzeichnis zu Kapitel 2	95
3 Äußere Kräfte und Momente	97
3.1 Die Erzeugung aerodynamischer Kräfte	97
3.1.1 Auftriebserzeugung	100
3.1.2 Der aerodynamische Widerstand	105
3.2 Bedingungen für stationären Flug	108
3.2.1 Federkonstante der Längsbewegung („statische Stabilität“)	108
3.2.2 Leitwerksauftrieb und -moment	111
3.2.3 Auftrieb und Moment des Gesamtflugzeugs	114
3.2.4 Federkonstante („statische Stabilität“) der Seitenbewegung	116
3.2.5 Flugzeugsteuerung	117

3.3	Aerodynamische Wirkungen bei symmetrischem Flug	121
3.3.1	Einfluß der Nickgeschwindigkeit (Nickdämpfung)	124
3.3.2	Einfluß der Anstellwinkeländerung	125
3.3.3	Einfluß der Fahrtänderung	127
3.3.4	Einfluß des Höhenruderausschlags	127
3.4	Aerodynamische Wirkungen bei unsymmetrischem Flug	129
3.4.1	Einfluß des Schiebewinkels	129
3.4.2	Einfluß einer Schiebewinkeländerung	133
3.4.3	Einfluß der Rollgeschwindigkeit	133
3.4.4	Einfluß der Giergeschwindigkeit	135
3.4.5	Einfluß eines Querruderausschlags	136
3.4.6	Einfluß des Seitenruderausschlags	137
3.5	Ergänzung und Zusammenfassung des aerodynamischen Modells	138
3.5.1	Aerodynamische Kopplung von Längs- und Seitenbewegung	138
3.5.2	Bodeneffekt	139
3.5.3	Einfluß elastischer Verformung	139
3.5.4	Triebwerkseinfluß	142
3.5.5	Zusammenstellung der Beiwerte und Derivative	142
3.6	Der Prozeß Luftstrahltriebwerk	143
3.6.1	Schuberzeugung	148
3.6.2	Modellierung des dynamischen Triebwerksverhaltens	155
3.6.3	Triebwerksregelung	156
3.6.4	Das Triebwerk als Stellglied für die Flugzeugbewegung	158
3.6.5	Einfaches Triebwerksmodell für flugdynamische Untersuchungen	160
	Literaturverzeichnis zu Kapitel 3	165
4	Wind und Turbulenz	167
4.1	Windmodelle	169
4.1.1	Die Entstehung von Wind	169
4.1.2	Die Modellierung von Wind	174
4.1.3	Die Entstehung von Turbulenz	176
4.1.4	Die Modellierung von Turbulenz	178
4.2	Kopplung von Wind- und Flugzeugbewegung	180
4.2.1	Wirkung des Windfeldes auf das Flugzeug als Punktmasse	182
4.2.2	Wirkung der Windgradienten auf das Flugzeug mit endlicher Ausdehnung	188
4.2.3	Orts- und Zeitabhängigkeit der auf das Flugzeug wirkenden Turbulenz	191

4.2.4	Das Dryden-Spektrum	195
4.2.5	Simulation von Turbulenz	198
4.2.6	Instationäre Wirkung der Turbulenz	200
Literaturverzeichnis zu Kapitel 4		202

MATHEMATISCHES PROZESSMODELL

5 Nichtlineare Bewegungsgleichungen	205
5.1 Zusammenstellung der Kräfte- und Momentengleichungen	206
5.1.1 Wahl des Koordinatensystems	207
5.1.2 Gleichungsansatz	208
5.2 Die Zustandsgleichungen der Flugzeuggbewegung	210
5.2.1 Differentialgleichung für die Translationsgeschwindigkeit	210
5.2.2 Beschleunigung und Lastvielfaches	213
5.2.3 Differentialgleichung für die Position (Flugbahn)	214
5.2.4 Differentialgleichung für die Drehgeschwindigkeit	215
5.2.5 Differentialgleichung für die Lagewinkel	216
5.3 Diskussion des Gleichungssystems	216
5.4 Stationäre Flugzustände	221
5.4.1 Vorüberlegung zur Berechnung eines ausgetrimmten Flugzustandes	221
5.4.2 Der symmetrische Geradeausflug	222
5.4.3 Der horizontale, koordinierte Kurvenflug	224
Literaturverzeichnis zu Kapitel 5	227
6 Verhalten des Flugzeugs als Punktmasse	229
6.1 Reduzierte Differentialgleichungen	229
6.1.1 Bahnbewegung in drei Freiheitsgraden	229
6.1.2 Bahnbewegung in zwei Freiheitsgraden	231
6.2 Energiebetrachtungen und Korhammer-Diagramm	234
6.3 Reaktion des Flugzeugs auf Stellkommandos	239
6.3.1 Verhalten unterhalb der Fahrt minimalen Widerstandes	240
6.3.2 Reaktion des Flugzeugs auf Schubänderungen	242
6.4 Reaktion des Flugzeugs im Windfeld	246
6.4.1 Rückenwind	246
6.4.2 Seitenwind	247
6.4.3 Abwind	248
6.4.4 Verhalten bei variablem Wind	250
Literaturverzeichnis zu Kapitel 6	252

7 Linearisierte Zustandsgleichungen	253
7.1 Einschränkende Annahmen	254
7.1.1 Vereinfachung von Euler-Termen und Transformationsmatrizen	255
7.1.2 Weitere Vereinfachungen	257
7.1.3 Stabilitätsachsensystem	257
7.1.4 Zusammenstellung der getroffenen Annahmen	258
7.1.5 Differentialgleichungen für Geschwindigkeit und Position	259
7.1.6 Differentialgleichungen für Drehgeschwindigkeit und Lagewinkel	259
7.1.7 Wind-Differentialgleichung	260
7.2 Aufspaltung und Umformung des Gleichungssystems	261
7.2.1 Wechsel einiger Zustandsgrößen	261
7.2.2 Zustandsgleichungen für Längs- und Seitenbewegung	263
7.3 Linearisierung des Gleichungssystems	265
7.3.1 Methode der linearen Variationsgleichungen	265
7.3.2 Linearisierung der Gleichungen der Längsbewegung	268
7.3.3 Zustandsgleichungen der Längsbewegung	275
7.3.4 Linearisierung der Gleichungen der Seitenbewegung	277
7.3.5 Zustandsgleichungen der Seitenbewegung	278
7.3.6 Numerische Umformung der Gleichungen	280
7.3.7 Numerische Linearisierung der Gleichungen	280
7.4 Darstellung der Gleichungen durch Signalflußdiagramme	282
Literaturverzeichnis zu Kapitel 7	286
8 Analyse des dynamischen Flugzeugverhaltens	289
8.1 Lösung der Zustandsgleichungen	289
8.1.1 Lösung der Zustandsgleichungen im Zeitbereich	290
8.1.2 Numerische Simulation	293
8.1.3 Lösung der Zustandsgleichung im Laplacebereich	296
8.1.4 Stabilität	300
8.1.5 Lösung linearer Gleichungssysteme	304
8.2 Das Eigenverhalten des Flugzeugs	307
8.2.1 Typische Verteilung der Wurzeln der charakteristischen Gleichung	307
8.2.2 Sprungantworten von Längs- und Seitenbewegung	308
8.2.3 Typische Bewegungsformen von Längs- und Seitenbewegung	309
8.3 Das Übertragungsverhalten des Flugzeugs	313
8.3.1 Berechnung von Übertragungsfunktionen	313
8.3.2 Grenzwertbetrachtungen	316

8.4	Näherungsansätze	319
8.4.1	Näherung für die Anstellwinkelschwingung	320
8.4.2	Näherung für die Phygoidbewegung	323
8.4.3	Näherungen für die Seitenbewegung	326
8.4.4	Weitere Charakterisierung der Seitenbewegung	331
8.4.5	Zusammenfassung	336
8.5	Regelbarkeitsbetrachtungen	338
8.5.1	Stellverhalten in der Längsbewegung	339
8.5.2	Allpaßverhalten in der Längsbewegung	343
8.5.3	Stellverhalten in der Seitenbewegung	346
8.5.4	Reaktion des Flugzeugs auf Störsignale	347
8.5.5	Zusammenfassung	355
	Literaturverzeichnis zu Kapitel 8	357

RANDBEDINGUNGEN ZUR REGLERAUSLEGUNG

9	Meßverfahren und Sensoren	359
9.1	Meßbarkeit von Zustands- und Ausgangsgrößen	362
9.1.1	Aufstellung meßbarer Größen	362
9.1.2	Meßfehler	363
9.1.3	Meßdynamik	365
9.1.4	Sicherheitsaspekte	366
9.2	Strömungsmechanische Größen	368
9.2.1	Barometrische Höhe	369
9.2.2	Vertikalgeschwindigkeit	370
9.2.3	Fahrt und Machzahl	371
9.2.4	Anstellwinkel und Schiebewinkel	372
9.2.5	Luftwerterechner (Air Data Computer, ADC)	373
9.3	Inertialgrößen	373
9.3.1	Beschleunigung	375
9.3.2	Wirkungsweise von Kreiseln	376
9.3.3	Winkelgeschwindigkeitskreisel	379
9.3.4	Lotkreisel (Kreiselhorizont)	381
9.4	Azimutmessung	382
9.4.1	Magnetkompaß, Fluxvalve	383
9.4.2	Kurskreisel, magnetfeldgestützte Kurskreiselanlage ..	383
9.5	Positionsbestimmung	385
9.5.1	Ortungsprinzipien	387
9.5.2	Radio- und Radar-Höhenmessung	390
9.5.3	Funk-Entfernungsmessung (DME)	390
9.5.4	Automatische Funkpeilung (Radiokompaß)	391
9.5.5	UKW-Drehfunkfeuer (VOR und TACAN)	392
9.5.6	Langstrecken-Ortungsverfahren	393
9.5.7	Satellitenortung	394

9.6	Navigationssysteme	396
9.6.1	Trägheitsnavigation (INS)	396
9.6.2	Satellitennavigation	397
9.6.3	Integrierte Navigation	397
9.6.4	Landesysteme	398
9.6.5	Neuere Entwicklungen	400
9.7	Schätzfilter zur Meßwertkonsolidierung	401
9.7.1	Kalman-Filter	401
9.7.2	Komplementäre Filterung	403
9.7.3	Pseudointegration, Pseudodifferentiation	406
	Literaturverzeichnis zu Kapitel 9	406
10	Flugzeugsteuerungen	409
10.1	Stellglieder	410
10.1.1	Zusammenstellung konventioneller Stellglieder	411
10.1.2	Stellglieder für besondere Aufgaben	413
10.2	Stellantriebe	417
10.2.1	Elektrische Stellantriebe	419
10.2.2	Hydraulische Stellantriebe	422
10.2.3	Elektrohydraulisches Ventil	424
10.3	Steuerungssysteme	426
10.3.1	Grundprinzipien	426
10.3.2	Manuelle Steuerung mit Dämpferunterstützung	429
10.3.3	Steuerung bei Autopilotenbetrieb	430
10.3.4	Elektrische Steuerungen (Fly-by-Wire)	432
10.3.5	Sicherheitsaspekte	433
	Literaturverzeichnis zu Kapitel 10	439
11	Regelungsaufgaben und Auslegungsziele	441
11.1	Allgemeine Gesichtspunkte	442
11.1.1	Flugeigenschaften	442
11.1.2	Beurteilungskriterien	446
11.1.3	Aufgabenspektrum	448
11.1.4	Pilot-in-the-Loop Oscillation	452
11.1.5	Richtlinien und Standards	453
11.2	Flugeigenschaftskriterien	458
11.2.1	Längsbewegung	461
11.2.2	Seitenbewegung	470
11.2.3	Forderungen zur Regelgenauigkeit	474
11.3	Flugbahnkriterien	475
11.3.1	Regelgrößen und Reglerarchitektur	475
11.3.2	Standard-Flugrouten	479
11.3.3	Führung im Flughafennahbereich	481
11.3.4	Endanflug-Verfahren	484
11.3.5	Neue Entwicklungen	487

11.4	Mathematische Formulierung von Güteforderungen	491
11.4.1	Flugdynamik	492
11.4.2	Störunterdrückung	495
11.4.3	Bahnführung	496
11.4.4	Zusammenfassung	499
	Literaturverzeichnis zu Kapitel 11	500

REGELUNGSVERFAHREN

12	Regler zur Modifikation der Prozeßdynamik	503
12.1	Zustandsregler-Strukturen	505
12.1.1	Zustandsvektorrückführung	506
12.1.2	Ausgangsrückführung	511
12.1.3	Der dynamische Regelfaktor	516
12.1.4	Einfluß von Allpaßverhalten	520
12.1.5	Zustandsrückführung mit Beobachter	523
12.2	Mehrgrößen-Regelungsstrukturen	525
12.2.1	Grundgleichungen des Mehrgrößensystems	526
12.2.2	Übertragungsfunktionen des Mehrgrößensystems	529
12.2.3	Besonderheiten des Reglerentwurfs	532
12.3	Auslegung von Zustandsreglern	537
12.3.1	Riccati-Entwurf	538
12.3.2	Polvorgabe	540
12.3.3	Polgebietsvorgabe	541
12.3.4	Eigenstrukturvorgabe	543
12.3.5	Dynamische Inversion	551
12.3.6	Robuste Regelung	553
12.4	Regleranpassung	561
12.4.1	Strukturvariable Regler	562
12.4.2	Adaptive Regelung	563
	Literaturverzeichnis zu Kapitel 12	567
13	Reglerstrukturen zur Prozeßführung	571
13.1	Regelungsstruktur für stationäre Führungsgenauigkeit	571
13.1.1	Stationärverhalten des Regelkreises mit Zustandsvektorrückführung	572
13.1.2	Einführung einer Vorsteuermatrix	574
13.1.3	Erweiterung der ZVR durch einen I-Regler	577
13.1.4	Störgrößenaufschaltung	581
13.1.5	Kaskadenregelung	582
13.2	Auslegung von Führungsreglern	585
13.2.1	Globaler Riccati-Entwurf	585
13.2.2	Numerische Optimierung	587

13.2.3	Gütekriterien	591
13.2.4	Mehrzielige Entwurfsoptimierung	598
13.3	Lineare Modellfolgeregelung	600
13.3.1	Modellfolge-Bedingungen	602
13.3.2	Modellfolge als Verallgemeinerung der Zustandsvektorrückführung	607
13.3.3	Auswirkung von Parameterschwankungen	608
13.3.4	Modellfolge für einen Teilprozeß bei singulärer Stellmatrix	610
13.3.5	Pragmatische Entwurfsstrategie	612
	Literaturverzeichnis zu Kapitel 13	617

FLUGREGLERSTRUKTUREN

14	Verbesserung der Flugeigenschaften	619
14.1	Auswahl wirksamer Rückführungen	620
14.1.1	Modifizierung der Anstellwinkelschwingung	621
14.1.2	Modifizierung der Phygoidschwingung	623
14.1.3	Modifizierung der Taumelschwingung	625
14.1.4	Modifizierung der Rollbewegung	627
14.2	Basisregler für die Längsbewegung	629
14.2.1	Nickdämpfer	630
14.2.2	Anpassung eines Nickdämpfers an den Flugzustand	632
14.2.3	Maßnahmen zur Störunterdrückung	635
14.2.4	Nick-Lageregelung	638
14.2.5	Längs-Trimmung	639
14.3	Basisregler für die Seitenbewegung	641
14.3.1	Gierdämpfer	642
14.3.2	Kurvenkoordinierung	644
14.3.3	Kurvenkompensation	645
14.3.4	Maßnahmen zur Störunterdrückung	645
14.3.5	Roll-Lageregelung	647
	Literaturverzeichnis zu Kapitel 14	650
15	Erweiterung der Einsatzgrenzen	651
15.1	Charakterisierung neuer Regelungsaufgaben	651
15.2	Abminderung von Böenlasten	653
15.2.1	Erweiterung der Dämpferfunktion	654
15.2.2	Modellerweiterung	655
15.2.3	Störgrößenaufschaltung	658
15.2.4	Schwingungsdämpfung	660
15.3	Höhere Manövrierbarkeit durch direkte Kraftsteuerung	662
15.3.1	Nachteile der Momentensteuerung	662

15.3.2	Steuerstrategien mit direkter Kraftsteuerung	665
15.3.3	Regelung mit Hilfe direkter Kraftsteuerung	670
15.4	Reduzierte Stabilität	672
15.4.1	Flugmechanische Zusammenhänge	672
15.4.2	Lösungen für Transportflugzeuge	675
15.4.3	Lösungen für Kampfflugzeuge	676
15.5	Betriebsgrenzen-Regelung	677
	Literaturverzeichnis zu Kapitel 15	679
16	Stabilisierung der Flugbahn	681
16.1	Regelung von Höhe und Vertikalgeschwindigkeit	682
16.1.1	Struktur der Höhenregelung	683
16.1.2	Auslegung eines Höhenreglers mit Zustandsrückführung	686
16.1.3	Höhenregler-Betriebsarten	687
16.1.4	Regelung der Vertikalgeschwindigkeit	688
16.2	Regelung des aerodynamischen Zustandes	689
16.2.1	Fahrtregelung mit dem Höhenruder als Stellglied	689
16.2.2	Fahrtregelung mit Hilfe des Schubes (Vortriebsregler)	690
16.2.3	Kopplungen zwischen Fahrt- und Höhenregelung	694
16.2.4	Der Anstellwinkel als Regelgröße	695
16.3	Regelung des Flugwegs über Grund	698
16.3.1	Kursregelung unter Windeinfluß	698
16.3.2	Steuerkursregler	702
16.3.3	Anfliegen von VOR-Stationen	703
16.3.4	Standlinienregelung	705
16.4	Regelungssystem für die automatische Landung	710
16.4.1	Das ILS-Landeverfahren	710
16.4.2	Regelung der Endphase des Anfluges	714
	Literaturverzeichnis zu Kapitel 16	716
17	Führung auf wechselnden Flugbahnen	717
17.1	Integrierte Bahnregler für die Längsbewegung	718
17.1.1	Aufbau eines Bahnregelungssystems	720
17.1.2	Schubvorsteuerung	724
17.1.3	Steillanderegler	726
17.1.4	Regelung des Energiezustandes	729
17.1.5	Robuste Regelung für die automatische Landung	736
17.1.6	Energieregler in variablen Windfeldern	738
17.2	Intelligente Führungsregler	742
17.2.1	Generierung von Führungsprozessen	744
17.2.2	Nichtlineare Vorsteuerung	747
17.2.3	Sollzustandsgenerierung	749
17.2.4	Bahnführung mit nichtlinearer Vorsteuerung	750
17.2.5	Konfliktfreie Grenzregelung	753

17.3	Generierung von Solltrajektorien	755
17.3.1	Modelltrajektorien für einfache Bahnmanöver	755
17.3.2	Horizontale Bahnmanöver	759
17.3.3	Verbindung von Wegpunkten	761
17.3.4	4D-Bahnregelung	764
17.4	Flugmanagement	767
17.4.1	Flugmanagement-Funktionen	768
17.4.2	Flugmanagementaufgaben aus der Sicht der Flugregelung	770
17.4.3	Entwicklungsprobleme	773
	Literaturverzeichnis zu Kapitel 17	774
18	Manuelle Führung mit Reglerunterstützung	777
18.1	Anzeigen als Schnittstelle zwischen Pilot und Regler	780
18.1.1	Standardisierte Zentralanzeigen	781
18.1.2	Anzeigen für Bahn- und Energiewinkel	785
18.1.3	Flight-Director Prinzip	788
18.2	Vorgaberegelung	790
18.2.1	Grundprinzipien	790
18.2.2	Entwurfsbeispiel	794
18.3	In-flight-Simulation	803
18.3.1	Aufgabenstellung	804
18.3.2	Ansätze und Randbedingungen	805
18.3.3	Projekte und Ergebnisse	809
	Literaturverzeichnis zu Kapitel 18	814

AKTUELLE BEISPIELE FÜR DAS GESAMTSYSTEM

19	Regelungssysteme für Kampfflugzeuge	817
19.1	Auslegung von Basisreglern	817
19.1.1	Allgemeine Gesichtspunkte	817
19.1.2	Besonderheiten von Basisreglern	819
19.1.3	Basisregler für die Längsbewegung	820
19.1.4	Basisregler für die Seitenbewegung	822
19.1.5	Anforderungen an die Längsbewegung bei instabiler Basisauslegung	825
19.1.6	Anforderungen an die Seitenbewegung	829
19.2	X31-A Regelungssystem	830
19.2.1	Regelungskonzept	831
19.2.2	Nichtlineare Sollzustandsgenerierung	832
19.2.3	Reglerstruktur	835
19.3	Eurofighter Typhoon Regelungssystem	837
19.3.1	Regelungskonzept	839

19.3.2	Realisierung der Proportionalrückführungen mittels differentiellem PI-Algorithmus	842
19.3.3	Längsbewegung	843
19.3.4	Seitenbewegung	844
	Literaturverzeichnis zu Kapitel 19	847
20	A320-Regelungssystem	849
20.1	Steuerungskonzept und Rechnerarchitektur	850
20.1.1	Überblick	850
20.1.2	Steuerungskonzept	853
20.1.3	Sicherheitsfunktionen	855
20.1.4	Automatischer Betriebsartenwechsel	856
20.2	Fly-by-Wire-Regelgesetze	857
20.2.1	Nickachse	857
20.2.2	Rollachse	859
20.2.3	Gierachse	860
20.2.4	Betriebsgrenzenregelung in der Längsbewegung	861
20.2.5	Betriebsgrenzenregelung in der Seitenbewegung	865
20.2.6	Lastabminderung am Flügel	865
20.3	Autopilotenfunktionen	865
20.3.1	Autopilotenfunktionen in der Längsbewegung	866
20.3.2	Vortriebsregelung	869
20.3.3	Autopilotenfunktionen für die Seitenbewegung	872
20.3.4	Autopilotenfunktionen für Start und Landung	875
	Literaturverzeichnis zu Kapitel 20	880

ENTWICKLUNGSPROZESS

21	Entwicklungsprozeß für Flugregelungssysteme	881
21.1	Entwicklungsprozeß in der Luftfahrt	881
21.1.1	Systementwicklungsprozeß	882
21.1.2	Prozeß zur Sicherheitsbewertung	884
21.2	Entwicklungsprozeß für ein Flugregelungssystem	887
21.2.1	Systementwicklungsprozeß nach V-Modell	887
21.2.2	Entwicklungsprozeß für die Regelgesetze	890
	Literaturverzeichnis zu Kapitel 21	893
A	Anhang	895
A.1	Mathematisches Modell der Flugzeugbewegung	895
A.1.1	Lineare Zustandsgleichungen	895
A.1.2	Nichtlineares Gleichungssystem in sechs Freiheitsgraden	900
A.1.3	Transformationsmatrizen	904

A.2	Flugmechanische Daten	906
A.3	Größen und Konstanten	910
A.4	Tabelle der Abkürzungen	912
	Literaturverzeichnis zum Anhang	915
Zeichenerklärung	917
Sachverzeichnis	921

Kapitel 1

Einführung

Am Beginn einer langen Reise ist es gut, das Ziel zu kennen. Dadurch sind die Zwischenstationen besser als Teile des Gesamtunternehmens einzuordnen. So soll auch diese Einführung einen Überblick über das geben, was uns in diesem Buch beschäftigen wird. Unser Ziel ist, das Flugzeug in seinem Verhalten genauer kennenzulernen, daraus den Bedarf für Regelungstechnische Maßnahmen abzuleiten und schließlich die vielen Funktionen existierender Flugregler zu verstehen. Der Aufbau dieses Buches wurde so gewählt, daß jedes Kapitel ein Sachgebiet aus dem angeprochenen Themenkreis in kompakter Form behandelt. Dabei wurde der Systematik der Vorzug gegeben vor der Didaktik mit dem Ziel, die vielfältigen Gesichtspunkte und Zusammenhänge dieses komplizierten Prozesses zu ordnen und für die große Zahl existierender Einzellösungen übergeordnete Prinzipien aufzustellen.

Dieses einführende Kapitel soll den daraus entstehenden Konflikt abschwächen, indem es eine Kurzfassung des gesamten nachfolgenden Textes auf einem einführenden Niveau bietet. Dazu werden vier der sieben Hauptabschnitte des Buches (vgl. Inhaltsverzeichnis) in den folgenden Unterkapiteln skizziert:

- Kap.1.2: Physikalische Grundlagen (in [Kap.2 – Kap.4](#)),
- Kap.1.3: Mathematisches Prozeßmodell (in [Kap.5 – Kap.8](#)),
- Kap.1.4: Randbedingungen zur Flugreglerauslegung (in [Kap.9 – Kap.11](#)),
- Kap.1.5: Aufbau von Flugregelungssystemen (in [Kap.14 – Kap.18](#)).

Das soll dem Leser helfen, beim ersten Lesen der Kapitel über Definitionen, aerodynamische Kräfte, nichtlineare Bewegungsgleichungen usw. nicht von der konzentrierten Stofffülle überwältigt zu werden und den Überblick zu verlieren. Es erläutert dazu in vereinfachter, aber doch präziser Darstellung am Beispiel der (symmetrischen) Längsbewegung, wie ein Flugzeug fliegt, was es zu regeln gibt und wie Flugregler aufgebaut sind. Doch zuerst soll aus Sicht des Piloten geschildert werden, wie und warum er sich beim Führen des Flugzeugs durch Flugregler unterstützen läßt.

1.1 Pilot oder Autopilot?

Seit Beginn der Luftfahrt führen Piloten Flugzeuge verschiedenster Art in den vielfältigsten Situationen mit großer Sicherheit */Doetsch 55/, /Oppelt Vo 70/, /Howard 73/, /Abzug La 97/*. Der Mensch war lange Zeit der geschickteste, vielseitigste und anpassungsfähigste Flugregler. Beim Erstflug jedes neuen Typs muß er mit einem ihm vorher wenig bekannten Flugverhalten fertig werden. Um die aus dieser Unsicherheit erwachsenden Risiken zu minimieren, wird das Flugverhalten neuer Flugzeugmuster heute vor dem Erstflug durch ausführliche Simulationen so weit wie möglich abgeschätzt. Die Flugerprobung wird nur in kleinen Schritten durchgeführt, die sehr sorgfältig mit Hilfe umfangreicher Bordmeßsysteme und Datenauswertung am Boden überwacht werden.

Auch heute noch werden viele Flugzeuge ausschließlich manuell geflogen, das gilt nicht nur für die „Allgemeine (Privat-) Luftfahrt“, sondern auch für den Kunst- und Segelflug. Der Mensch hat große Fähigkeiten, bei neuen Aufgaben neue Verhaltensweisen zu erlernen. Er kann sich hervorragend an unvorhergesehene Situationen anpassen, beispielsweise beim plötzlichen Ausfall von Flugregelungssystemen. Das wurde vielfach unter Beweis gestellt.

Der Pilot hat allerdings Grenzen, denen ein automatisches System nicht unterworfen ist. Diese betreffen im wesentlichen folgende Phänomene:

- begrenzte Reaktionsgeschwindigkeit,
- Ermüdung bei lange andauernder Belastung,
- begrenzte Möglichkeiten der „Messung“ von Größen der Flugzeugbewegung,
- körperlicher und psychischer Zustand.

Hier kann Automatisierung den Piloten unterstützen. Ein Beispiel für den ersten Punkt ist die Notwendigkeit automatischer Führung beim Schnellflug in sehr niedriger Höhe über unebenem Gelände (*terrain following*). Der zweite Punkt war schon 1914 der Grund für den Einsatz des ersten Flugreglers zur Stabilisierung von Flugglage und -geschwindigkeit (Sperry Aeroplane Stabilizer). Der dritte Punkt macht den Menschen abhängig von Anzeigegeräten. Der Mensch hat z. B. keine Sensoren zur Messung von Höhe, Fluggeschwindigkeit und Kurs, den Haupt-Regelgrößen der Flugbahnführung. Er kann diese Größen nur aus optischen Eindrücken abschätzen, die in großer Höhe oder im Wolkenflug fehlen. Erst die Einführung von Anzeigen für diese Größen (vgl. Bild 1.1) erlaubte Flüge über große Entfernung. Der Mensch reagiert zwar sehr empfindlich auf Beschleunigungsänderungen, kann aber beispielsweise nicht immer richtig einschätzen, ob er sich in einer beschleunigten Flugphase befindet oder ob ihm das Auswandern des Scheinlots einen Steig- oder Sinkflug vortäuscht.

1.1.1 Der Autopilot als Flugschüler

Autopiloten haben schrittweise Regelungsaufgaben vom Piloten übernommen, um ihn zu entlasten, ihn für andere Aufgaben freizustellen und um neue Flugaufgaben, z. B. den Langstreckenflug, zu ermöglichen. Ihre historische Entwicklung wurde



Bild 1.1 Cockpit einer Junkers G24 aus dem Jahre 1923 (Foto Deutsches Museum München)

bereits 1892 durch Sir Hiram Maxim (1840–1916) eingeleitet, als er einen Regler zur Stabilisierung der Längsbewegung vorschlug ([Maxim 1908](#)). Zur Geschichte der Autopiloten sei auf [Oppelt 37](#), [Wiren 58](#), [Oppelt 82](#), [McRuer As 73](#), [McRuer Gr 81](#), [Kracheel 93](#), [Abzug La 97](#) verwiesen. Die einzelnen Entwicklungsschritte entsprechen recht gut den Lernphasen bei der Flugausbildung ([Schänzer 86](#)).

Die erste Aufgabe eines Flugschülers besteht darin, die Flugzeuglage in ihren drei Achsen (Rollen, Nicken und Gieren) zu halten. Schulflugzeuge haben günstige Flugeigenschaften, die diese Aufgabe erleichtern. Transport- und Militärflugzeuge mit großem Geschwindigkeitsbereich haben dagegen häufig schlecht gedämpfte Eigenbewegungen und reagieren deshalb auch empfindlich auf Luftturbulenz. Der Pilot hat dann die zusätzliche Aufgabe, die Dämpfung des Flugzeugs zu verbessern und Störungen auszuregeln. Die ersten Flugregler übernahmen zunächst die Aufgabe der Lagestabilisierung. Später ging man zwecks Dämpfungserhöhung auf eine Regelung der Drehgeschwindigkeit über, die den zusätzlichen Vorteil hatte, den Piloten bei Flugmanövern nicht zu behindern.

Die zweite Ausbildungsstufe des Flugschülers besteht in der Stabilisierung eines vom Fluglehrer ausgetrimmten Flugzustandes, d. h. im Konstanthalten der Anzeigegrößen Höhe, Fluggeschwindigkeit (Fahrt) und Steuerkurs (Ausrichtung der Flugzeuglängsachse relativ zum Erdmagnetfeld). Hierfür hat er im Sinne einer Kaskadenregelung die Flugzeuglage und den Triebwerksschub als Steuergrößen einzusetzen. Die Lageregelung mit Hilfe der aerodynamischen Ruder ist dazu also

Voraussetzung. Genau diese Aufgabe wurde von den ersten Autopiloten (ca. 1950) übernommen und wird auch heute noch von den Betriebsarten „*altitude hold*“, „*speed hold*“ und „*heading hold*“ erfüllt. In der Praxis sieht es so aus, daß der Flugzeugführer einen neuen Flugzustand, z. B. eine neue Flughöhe, manuell erfliegt und stabilisiert und dann den Autopiloten einschaltet, der diesen Zustand aufrechterhält.

Der dritte Ausbildungsschritt des Flugschülers besteht im Einhalten einer erdbezogenen Flugbahn (vorgegebener Kartenkurs). Hierfür nimmt er den Kompaß zu Hilfe und korrigiert den Kurs gelegentlich auf Grund von Positionsbestimmungen, um die Windversetzung auszugleichen. Später muß er das Flugzeug auf einer festen Referenzlinie (Standlinie) an ein Funkfeuer heranführen. Hierzu steht ihm der Steuerkurs als Steuergröße zur Verfügung, so daß er eine weitere Kaskaden-Regelschleife zu schließen hat.

Im vierten Schritt lernt der Flugschüler schließlich, neue Flugzustände und Flugbahnen zu erfliegen. Zunächst geht es nur um das Erreichen neuer Festwerte für Höhe, Fahrt und Über-Grund-Kurs, wobei Beschleunigung, Vertikalgeschwindigkeit und Hängewinkel zu begrenzen sind, um möglichst „weiche“ Übergänge zu erfliegen. Das entspricht den Autopiloten der zweiten Generation (ca. 1960) mit den Betriebsarten „*altitude acquire*“ und „*heading acquire*“. Es handelt sich dabei um Standardmanöver mit fest vorgegebenem Ablauf, die jeweils Transitionen zwischen zwei stationären, geradlinigen Flugabschnitten darstellen. Auch Anflug und Landung sind standardmäßig aus stationären Flugphasen aufgebaut mit Übergängen, in denen jeweils nur eine Bahngroße (Höhe, Fahrt oder Kurs) geändert wird. Erschwerend kommen hier allerdings die mit Annäherung an den Boden wachsenden Genauigkeitsforderungen der Flugbahnhörung hinzu. Diese Ausbildungsstufe entspricht dem Stand der Autopiloten seit etwa 1970.

Die Meisterschaft des Flugschülers ist erreicht, wenn er in der Lage ist, auf einer stetig gekrümmten Bahn und unter kontinuierlicher Geschwindigkeitsanpassung ein Ziel genau zum vorgesehenen Zeitpunkt mit fester Endgeschwindigkeit zu treffen. Diese Ausbildungsstufe charakterisiert die militärische Zielverfolgung, aber auch z. B. Anflug und Landung des Space Shuttle, die vom Wiedereintritt in die Erdatmosphäre bis zum Aufsetzen auf der Landebahn ohne Triebwerksschub unter Ausnutzung der potentiellen und kinetischen Energie (*energy management*) erfolgen müssen. In eingeschränktem Maße wird eine solche Bahnführung auch bei der Präzisionslandung ziviler Transportflugzeuge auf stark belasteten Flughäfen angestrebt. Sie bestimmt die derzeitige Entwicklung von Autopiloten und Flugmanagementsystemen zur Steigerung der Flexibilität der Bahnführung, u. a. um die Lärmbelastung beim Überfliegen bewohnter Gebiete zu reduzieren.

1.1.2 Der Pilot als Flugmanager

Der Arbeitsplatz der Piloten muß so gestaltet sein, daß sie das Flugzeug vom Start bis zur Landung je nach Erfordernissen sowohl manuell als auch automatisch über ein Flugregelungssystem oder mit Hilfe eines Flugmanagementsystems „*gemanagt*“ führen können. Bild 1.2 zeigt ein modernes Cockpit als Beispiel. Der Flug eines Verkehrsflugzeugs hat heute folgenden typischen Ablauf /*Pélegrin 91* und *93*/.



Bild 1.2 Cockpit des Airbus A330 (Foto Airbus Industrie, 1992)

Während des Starts, vom Lösen der Bremsen bis zum Stabilisieren der Längslage im Startsteigflug, wird das Flugzeug vom Piloten oder Copiloten manuell gesteuert. Sind Längsneigung und Fluggeschwindigkeit für den Startsteigflug (*initial climb*) wenige Sekunden nach dem Abheben erreicht, schaltet der Pilot den Autopiloten mit der Betriebsart Lagehaltung (*attitude hold*) ein. Ist das Flugzeug mit einem Vortriebsregler (*auto throttle*) zur Regelung der Fahrt mit Hilfe von Schubmodulation ausgestattet, so kann er zusätzlich die Betriebsart Fahrthalterung (*airspeed hold*) einschalten. Der Pilot kann stattdessen auch die Betriebsartenkombination Fahrt und Vertikalgeschwindigkeit (*vertical speed hold*) wählen. Er hat in beiden Fällen die Sollwerte am Bediengerät des Autopiloten manuell einzustellen. Wählt er bei fortschreitendem Flugverlauf neue Sollwerte, so werden diese nach Bestätigung der Eingabe verzögert an den Flugregler weitergegeben, um einen weichen Übergang auf den neuen Zustand zu gewährleisten. Hierzu dienen einfache Filter erster Ordnung, die die maximal auftretende Beschleunigung begrenzen.

Der Pilot wählt daraufhin die Flughöhe, die er einzuhalten wünscht und schaltet die Betriebsart *altitude acquire* ein, wobei die Differenz zwischen Ist- und Sollwert zunächst noch sehr groß sein kann. Der Regler initiiert einen Steigflug mit begrenzter Vertikalbeschleunigung und -geschwindigkeit. Damit der Übergang in den Horizontalflug nicht zu abrupt erfolgt, muß der Autopilot ca. 60 m vor Erreichen der Sollhöhe damit beginnen, das Flugzeug auf den neuen Flugzustand auszutrimmen. Auch dazu wird ein verzögerndes Filter mit Begrenzung der Vertikalbeschleunigung eingesetzt. Dieser Vorgang wiederholt sich jedesmal, wenn dem Flugzeug eine neue Flughöhe zugewiesen wird.

Für die automatische Führung in der Horizontalebene wählt der Pilot eine der Betriebsarten *heading hold* oder *VOR route*. Hierzu hat er einen Steuerkurs vorzuwählen oder die Frequenz eines VOR-Funkfeuers und den Winkel, unter dem er dieses anfliegen will, einzugeben. Nach dem Startsignal des Piloten führt der Autopilot das Flugzeug mit Hilfe eines Standardmanövers (das von der anfänglichen Kursabweichung abhängt) auf den neuen Steuerkurs oder die neue Standlinie. Auch hierbei werden Verzögerungsfilter erster Ordnung mit Begrenzung des Hängewinkels eingesetzt, damit die Übergänge ohne unnötig hohe Flugzeuglasten erfolgen und der Passagierkomfort akzeptabel bleibt.

Für den Abstieg von der Reiseflughöhe (*initial descent*) wählt der Pilot zunächst die Betriebsart *Mach hold* und später *indicated airspeed (IAS) hold*, deren Sollwert er bis zum Erreichen des Flughafennahbereichs (*terminal manœuvering area*, TMA) mehrfach schrittweise reduziert. Entsprechendes gilt für die Flughöhe. Zwischendurch wählt er Funkstationen und Flugrichtungen (*radials*) nach den Anweisungen der Flugsicherung (*air traffic control*). Vor Erreichen der Anfluggrundlinie des Flughafens wählt er die Frequenz des Instrumenten-Landesystems (ILS) und wartet auf den Empfang des entsprechenden Radiosignals. Dann schaltet er die Betriebsart *ILS-capture* ein, und der Autopilot führt das Flugzeug mit einem Standardverfahren in die ILS-Leitebene. Kurz vor Erreichen der Gleitpfadebene (*glide slope*) initiiert der Autopilot den End-Sinkanflug (*final descent*) und stabilisiert das Flugzeug auf den ILS-„Leitstrahl“. Ist das Flugzeug mit einem automatischen Landesystem nach Kategorie III ausgerüstet, so leitet der Autopilot kurz vor dem Aufsetzen den Abfangbogen (*flare*) ein und hält das Flugzeug während des Abbremsens auf der Landebahn-Mittellinie. Der Pilot muß dann ohne automatische Hilfen und ohne Bordanzeigen das Flugzeug von der Landebahn bis zur Parkposition steuern, eine Aufgabe, die nachts und bei reduzierter Sicht nur von der Befeuерung der Rollbahn unterstützt wird.

Aus dieser Situation wird deutlich, daß die Führung moderner Flugzeuge aus einer Aufeinanderfolge einzelner automatischer Flugphasen besteht, die vom Piloten manuell geschaltet werden. Selbst wenn die einzelnen Phasen jede für sich optimiert sind, ist der Flugablauf alles andere als ein optimaler Flug von A nach B.

Seit etwa 1980 werden Verkehrsflugzeuge mit einer übergeordneten Flugführungsebene, dem „Flight-Management-System“ (FMS) ausgestattet. Dieses System übernimmt einen großen Teil der Ablaufsteuerung, d. h. der Auswahl von Funkstationen und Reglerbetriebsarten. Es ist darüber hinaus auf Grund seiner großen Rechenleistung und Speicherkapazität in der Lage, optimale Steig- und Sinkraten, optimale Flughöhen und -geschwindigkeiten zur Minimierung des Treibstoffverbrauchs und vieles mehr zu berechnen. Navigationssysteme übernehmen nach Eingabe des Flugplans in Form von Wegpunkten und Funkstationen die horizontale Führung auf dem gesamten Flug vom Ausgangsflughafen bis in das Zielgebiet. Diese automatischen Systeme befinden sich in ständiger Weiterentwicklung und führen dazu, daß der Pilot von einem „Fahrzeugführer“ mehr und mehr zu einem „Systemmanager“ wird, dem die Flugplanung und Systemüberwachung obliegt, und der nur noch in besonderen Situationen und z. B. beim Start in die Flugzeugsteuerung direkt eingreifen muß. Trotz wachsenden Automatisierungsgrades wird aber der Pilot als Entscheidungsträger an Bord auch in weiterer Zukunft unverzichtbar bleiben.

Die größten Probleme, die heute noch ein vollautomatisches Fliegen in der bemannten Fliegerei verbieten, ergeben sich aus den bodengebundenen Flugphasen. Diese betreffen folgende Vorgänge:

1. Beim Start: Beschleunigung des Flugzeugs auf der Startbahn, Rotation zum Abheben und erster Steigflugabschnitt bis zum Einziehen des Fahrwerks. Besondere Bedingungen herrschen bei Seitenwind oder Triebwerksausfall.
2. Bei der Landung: Endanflug (erschwert bei Seitenwind oder Windscherung), Ausrollen auf der Landebahn, Verlassen bzw. Kreuzen der Landebahn und Abrollen (evtl. über mehrere Kilometer) zur Parkposition bei schlechter Sicht.

Die Verbesserung der Rollfeldführung nach der Landung ist ein wichtiges aktuelles Forschungsthema. Weitere Probleme ergeben sich aus der heutigen Funktion der Flugsicherung, und zwar in drei Bereichen:

1. Die nationale Struktur der Flugsicherung behindert besonders im engen Europa eine effektive Flugbahoplanung, das wirkt sich besonders in Zeiten der Überlastung des Luftraumes aus.
2. Anweisungen der Flugüberwachung werden heute noch per Sprechfunk zum Flugzeug übertragen und von dort beantwortet. Die Verständigung ist z. T. schlecht, eine automatische Überprüfung ist nicht möglich. Hier kann nur die seit langem geforderte Datenübertragung (*data link*) Boden-Bord-Boden Abhilfe schaffen.
3. Das Fehlen von Automatisierung in der Flugüberwachung steht im Gegensatz zu den ausgefeilten und leistungsfähigen Bordsystemen. Ansatzweise gibt es Werkzeuge, die z. B. den Fluglotsen beim Planen von Anflugreihenfolgen unterstützen oder ihn warnen, wenn sich Flugzeuge unzulässig annähern, aber eine weitergehende Automatisierung liegt in der Zukunft.

Eine Automatisierung und großräumige Koordinierung auf dem Gebiet der Flugüberwachung ist eine weitere Voraussetzung für eine vollautomatische Flugführung, die von den technischen Voraussetzungen her möglich ist.

In der militärischen Luftfahrt gibt es vollautomatisch fliegende, unbemannte Flugzeuge, wie den Global Hawk und den Predator. Sie fliegen vom Start bis zur Landung automatisch, aber ihre Regelungssysteme erreichen noch lange nicht die für den bemannten Flug geforderte Zuverlässigkeit. Deshalb und weil sie nicht in der Lage sind, anderen Flugzeugen autonom auszuweichen, ist ihr Betrieb im zivilen Luftraum nur in Ausnahmefällen erlaubt.

1.2 Physikalische Grundlagen

Die ersten Luftfahrzeuge, die Ballone und Luftschriffe, fliegen auf Grund von aerostatischem Auftrieb. Ihnen ist gemeinsam, daß sie sich nur langsam fortbewegen, daß ihre Flugbahn stark vom herrschenden Wind abhängt und daß ihre Steuerung schwierig ist.

Flugzeuge, wie sie hier behandelt werden sollen, fliegen auf Grund von aerodynamischem Auftrieb. Sie sind schwerer als Luft und besitzen zur Auftriebserzeugung Flügel mit speziell ausgebildetem Profil, die zur Steuerung von Lage und Flugbahn mit Klappen (Rudern) versehen sind. Diese Flugzeuge sind mit einem starken Antrieb ausgerüstet, dessen Schub bei Transportflugzeugen ca. 30%, bei Kampfflugzeugen durchaus über 100% ihrer Gewichtskraft beträgt. Auf Grund dessen erreichen sie hohe Geschwindigkeit (bis zum Mehrfachen der Schallgeschwindigkeit), große Höhe (bis ca. 20 km) und stellen eine erhebliche Transportleistung zur Verfügung (beim Airbus A300 beträgt die Nutzlast ca. 25% des Gesamtgewichts).

Eine weitere Klasse von Flugzeugen erzeugt Auftrieb durch einen angetriebenen Rotor: die Hubschrauber. Sie haben vieles mit den hier behandelten Starrflügelflugzeugen gemeinsam. Durch die komplizierte Rotormechanik und -dynamik und die Ausdehnung ihres Flugbereichs bis zum Schwebeflug unterscheiden sie sich aber wesentlich von diesen ([Seckel 64/](#), [Bramwell 76/](#), [Johnson 80/](#), [Stepniewski Ke 84/](#)). Bei Raumtransportern, wie dem Space Shuttle, ist der Flugbereich dagegen in den Hyperschall ausgeweitet. Sie sind außerhalb der Atmosphäre auf Raketenantrieb und Reaktionssteuerung angewiesen. Ihr Wiedereintritt in die Erdatmosphäre ist mit besonderen flugmechanischen und führungstechnischen Problemen verbunden ([Pélegrin 91 und 93/](#), [Wiesel 89/](#), [Oertel Kö 91/](#)). Auf beide Flugzeugklassen wird in diesem Buch nicht besonders eingegangen.

Die Flugzeugbewegung ist ein dynamischer Vorgang, bei dem mehrere physikalische Prozesse miteinander in Wechselwirkung stehen. An ihrer mathematischen Beschreibung sind verschiedene wissenschaftliche Disziplinen beteiligt, das sind im wesentlichen:

- Strömungsmechanik und Meteorologie (Luftbewegung),
- Aerodynamik (Auftriebserzeugung),
- Flugmechanik (Flugzeug-Starrkörperbewegung),
- Aeroelastik (elastische Freiheitsgrade des Flugzeugs),
- Strömungsmechanik und Thermodynamik (Triebwerke).

Es ist unmöglich, den Gesamtprozeß „Flugzeugbewegung“ vollständig zu beschreiben. Je nach Aufgabenstellung muß das mathematische Modell auf Grund vereinfachender Annahmen auf einen Teilprozeß beschränkt werden. In diesem Buch steht die Beschreibung der Regelstrecke für die Auslegung von Flugregelungssystemen im Vordergrund. Dazu wird nur die Starrkörperbewegung unter Windeinfluß behandelt. Auf die Modellierung der aeroelastischen Strukturbewegungen muß aus Platzgründen verzichtet werden, obwohl es durch Flugregler zu unerwünschten Kopplungen zwischen der Starrkörperbewegung und aeroelastischen Schwingungen kommen kann und obwohl es Regler zum Dämpfen und Unterdrücken der Strukturdynamik gibt (z.B. Flatterregler). Selbst dieser Ansatz erfordert weitgehende Vereinfachungen, insbesondere, was die Wirkung der Flugzeugrotation, der Windgradienten, des Flügelabwindes, des Triebwerksstrahls und anderer instationärer Einflüsse auf die aerodynamischen Kräfte betrifft. Wie sich zeigen wird, ist selbst dieser Teilprozeß noch so komplex, daß er für analytische Rechnungen weiter reduziert werden muß.

1.2.1 Schreibweisen

Alle Kräfte, Momente und Geschwindigkeiten am Flugzeug sind vektorielle Größen. Zur Beschreibung ihrer Komponenten werden verschiedene Koordinatensysteme definiert. Die Vektorkomponenten werden durch leicht merkbare Buchstabenfolgen bezeichnet, wie in Bild 1.3 dargestellt. Dazu wird ein orthogonales, rechtshändiges Koordinatensystem x, y, z gewählt, dessen z -Achse nach unten zeigt. Ein Kraftvektor hat in diesen Achsen die Komponenten X, Y, Z , die Geschwindigkeitsvektoren V haben die Komponenten u, v, w . Dabei unterscheidet man zwischen der Absolutgeschwindigkeit des Flugzeugs gegenüber der Erde (V_K) und seiner Relativgeschwindigkeit gegenüber Luft (V_A).

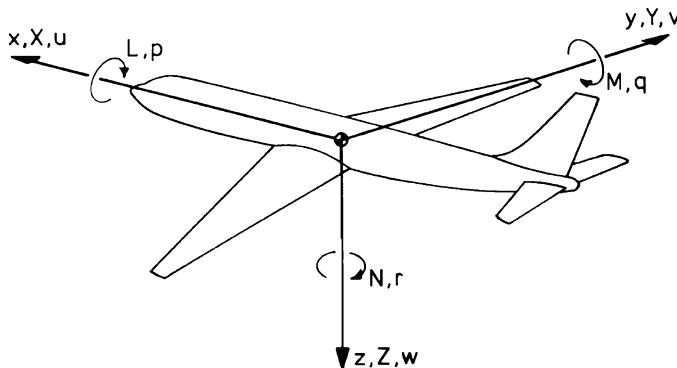


Bild 1.3 Bezeichnungen am Flugzeug

Die Komponenten eines Momentenvektors sind jeweils positiv in Richtung der Koordinatenachsen („Korkenzieherregel“), sie werden mit L , M und N bezeichnet. Die Komponenten der Rotationsgeschwindigkeit des Flugzeugs erhalten die Bezeichnung p , q , r und zwar positiv bei rechter Drehung um die Achsen x , y , z . Die aerodynamischen Ruder an Flügel und Leitwerk werden in Anlehnung an die Achse des erzeugten Moments mit ξ , η und ζ bezeichnet, vgl. Bild 1.8. Diese und weitere Größen, die zur Beschreibung der Flugzeugbewegung benötigt werden, müssen sauber definiert werden, wie es in den Normen DIN 9300 und ISO 1151 Part 1 bis 9 geschehen ist. Sie werden in Kap.2 ausführlich erläutert.

1.2.2 Auftrieb und Widerstand

Wie aerodynamische Kräfte und Momente entstehen, wird in Kap.3 beschrieben. Die wichtigsten Zusammenhänge sollen hier kurz eingeführt werden. Läßt man Kompressibilitätseinflüsse und instationäre Effekte zunächst beiseite, so ist die Auftriebszeugung von zwei Faktoren bestimmt /Thomas 84/:

- von der Form des umströmten Körpers und
- von Betrag und Richtung der Relativgeschwindigkeit zwischen Körper und umgebender Luft.

Wird ein positiv gewölbter Flügel mit der Geschwindigkeit V_A angeströmt, so entsteht auf seiner Oberseite ein Unterdruck und auf seiner Unterseite ein Überdruck. Aus deren Integration über den Flügel ergibt sich eine nach oben gerichtete Luftkraft, der Auftrieb A . Der gleiche Effekt stellt sich natürlich ein, wenn der Flügel durch ein ruhendes Luftfeld bewegt wird. Maßgebend ist offenbar nur die Relativgeschwindigkeit, die sich als Differenz von Flugzeuggeschwindigkeit und Luftgeschwindigkeit ergibt. Der erzeugte Auftrieb ist dem Quadrat von V_A proportional und steigt mit wachsender Luftpumpe ρ , er ist genau proportional dem Staudruck $\bar{q} = \rho/2 V_A^2$ und steht nach Definition senkrecht auf der Anströmrichtung, vgl. Bild 1.4a. Bezieht man A zusätzlich auf die Flügelfläche S , so kann man mit dem dimensionslosen Beiwert C_A schreiben

$$A = \frac{\rho}{2} V_A^2 S C_A. \quad (1.2.1)$$

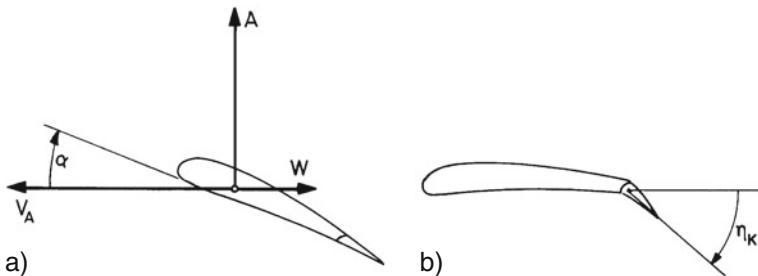


Bild 1.4 Auftriebs-Einflußgrößen, a) Anstellwinkel b) Klappenausschlag

Im stationären Geradeausflug muß der Auftrieb A gleich dem Gewicht $G = mg$ sein. Damit gilt für den Auftriebsbeiwert C_A die Bedingung

$$C_A = \frac{mg}{(\rho/2)V_A^2 S}. \quad (1.2.2)$$

Durch Steuerung von C_A läßt sich für unterschiedliche Werte der Fluggeschwindigkeit V_A das Gleichgewicht $A = G$ erreichen. Der Auftriebsbeiwert erhöht sich, wenn man den Flügel gegenüber der Anströmrichtung „anstellt“ wie in Bild 1.4a; C_A ist (bis ca. 15°) linear vom Anstellwinkel α abhängig. Außerdem kann der Auftriebsbeiwert vergrößert werden durch Ausschlagen oder Ausfahren einer Klappe η_K an der Flügelhinterkante, vgl. Bild 1.4b. Auch dieser Zusammenhang ist näherungsweise linear, so daß man schreiben kann

$$C_A = C_{A(\alpha=0)} + C_{A\alpha}\alpha + C_{A\eta_K}\eta_K. \quad (1.2.3)$$

Bei positiv gewölbtem Flügel ist auch $C_{A(\alpha=0)}$ positiv, Bild 1.5a zeigt hierfür eine typische Auftriebskennlinie.

Die Anwendung des „Satzes von der Erhaltung des Ärgers“ auf die Aerodynamik sagt uns, daß gleichzeitig mit dem Auftrieb stets Widerstand erzeugt wird. Dieser

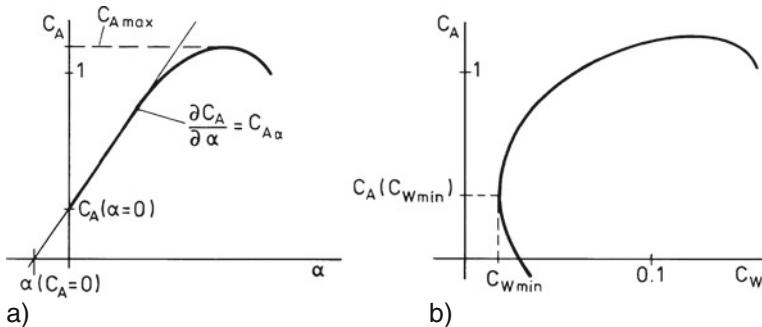


Bild 1.5 Zur Abhängigkeit von Auftrieb und Widerstand, a) Auftriebskennlinie
b) Widerstandspolare (Lilienthal-Polare)

besteht erstens aus dem Nullwiderstand (bei Auftrieb = null, also „ärgerlich“), der sich aus Druck- und Reibungswiderstand zusammensetzt, und zweitens aus dem vom Auftrieb induzierten Widerstand, der mit dem Auftrieb quadratisch anwächst. Ein weiterer Widerstandsanteil resultiert aus der Verdrängung der Luftmasse, dieser ist aber wegen des großen Dichteverhältnisses Luft/Flugzeug vernachlässigbar (nicht aber z. B. bei Fallschirmen). Der Widerstand läßt sich durch folgende Gleichung in guter Näherung beschreiben

$$W = \frac{\rho}{2} V^2 S C_W \quad \text{mit} \quad C_W = C_{W\min} + k (C_A - C_A(C_{W\min}))^2. \quad (1.2.4)$$

Dieser Zusammenhang ist in Bild 1.5b wiedergegeben. Der Widerstand bewirkt einen Energieverlust, der entweder durch den Flugzeugantrieb ausgeglichen oder aus der kinetischen oder potentiellen Energie des Flugzeugs aufgebracht werden muß. Ein antriebsloses Flugzeug (z. B. Segelflugzeug) in ruhender Luft wird also stetig an Geschwindigkeit und/oder an Höhe verlieren. Da alle am Flugzeug erzeugten Kräfte und Momente den Staudruck als gemeinsamen Faktor haben, ist es häufig vorteilhaft, anstelle der Kräfte und Momente selbst ihre (dimensionslosen) Derivate zu diskutieren, wie es im folgenden geschieht.

1.2.3 Momentengleichgewicht

Im stationären Flug muß neben der Summe der Kräfte auch das Gesamtmoment um den Schwerpunkt (SP) null sein. Damit der Auftrieb gleich dem Gewicht wird, ist entsprechend Bild 1.5a der Anstellwinkel so einzustellen, daß ein C_A -Wert erreicht wird, der Gl.1.2.2 erfüllt. Dieses wird am Beispiel eines Flugzeugs mit am Heck angeordnetem Höhenleitwerk (Drachenkonfiguration) im folgenden erläutert.

Bei Auftrieb null erzeugt ein Flügel mit positiv gewölbtem Profil ein negatives Nickmoment, das von α unabhängige „Nullmoment“ mit dem Beiwert $C_{m(A=0)}$, vgl. [/Thomas 84/](#). Zur Kompensation dieses Nullmoments muß am Höhenleitwerk (sofern es am Heck angeordnet ist) ein Abtrieb erzeugt werden, wie in Bild 1.6a

angedeutet. Der am Flügel erzeugte Auftrieb C_{AL} entspricht dem Abtrieb am Höhenleitwerk C_{AH} . So ist zwar das Momentengleichgewicht erfüllt, aber es fehlt noch der zum stationären Geradeausflug erforderliche Gesamtauftrieb $C_A = C_{AL} + C_{AH} = 0$. Vergrößert man den Anstellwinkel (mit Hilfe des Höhenruders) und erhöht damit den Gesamtauftrieb, so wandert der Angriffspunkt des Flügelauftriebs mit wachsendem α nach vorn. Je nach Schwerpunktlage kann das so weit sein, daß der Flügelauftrieb ein positives Moment liefert. Damit das Gesamtmoment null wird, muß jetzt das Höhenleitwerk ein negatives Moment erzeugen. Das wird durch entsprechende Einstellung des Höhenleitwerks (Trimmung) erreicht. In diesem Fall, der in Bild 1.6b ange deutet ist, ist der Beitrag des Höhenleitwerks zum Gesamtauftrieb positiv, was günstig für die Flugleistungen ist.

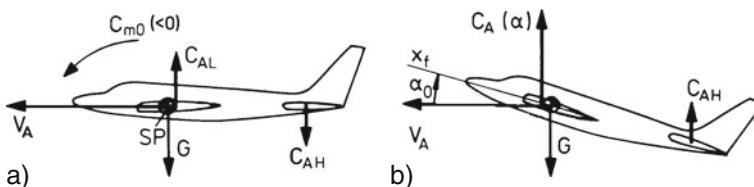


Bild 1.6 Zum Momentengleichgewicht, a) bei $\alpha = 0$, b) am Betriebspunkt $A_0 = G$

Nickt das Flugzeug gegenüber dem Gleichgewichtszustand auf, so entsteht in Abhängigkeit von $\Delta\alpha$ ein Zusatzauftrieb am Flügel (ΔC_{AL}) und am Leitwerk (ΔC_{AH}). Die Resultierende dieses Zusatzauftriebs ΔC_{Ares} greift an einem charakteristischen Punkt, dem sogenannten Flugzeug-Neutralpunkt N an, vgl. Bild 1.7a. Dieser muß hinter dem Schwerpunkt liegen, damit bei Vergrößerung von α , z.B. bei Turbulenz, ein negatives Moment entsteht, welches das Flugzeug auf den ursprünglichen Gleichgewichtszustand zurückführt. Wenn das Flugzeug in dieser Weise auf seinen stationären Anstellwinkel α_0 zurückkehrt, wird es als statisch stabil bezeichnet. Das aerodynamische Moment wird wie Auftrieb und Widerstand durch einen dimensionslosen Beiwert ausgedrückt (mit \bar{c} = mittlere Flügeltiefe)

$$M = \frac{\rho}{2} V_A^2 \bar{c} S C_m . \quad (1.2.5)$$

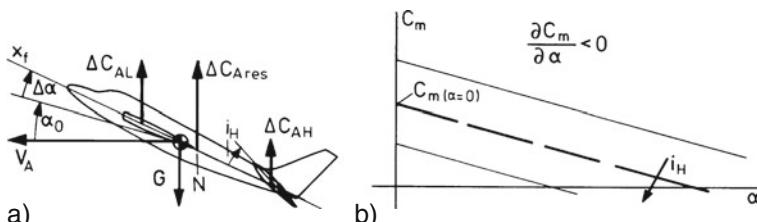


Bild 1.7 Zur „statischen Stabilität“, a) negatives Rückführmoment, b) Momentenkennlinie

Der Momentenbeiwert muß also den in Bild 1.7b gezeigten Verlauf mit negativer Steigung $\partial C_m / \partial \alpha = C_{m\alpha} < 0$ haben. Um Momentengleichgewicht bei unterschiedlicher Schwerpunktlage oder unterschiedlichem Anstellwinkel herstellen zu können, also das Flugzeug auszutrimmen, wird der Einstellwinkel i_H des Höhenleitwerks verändert. Ein positiver Einstellwinkel erzeugt einen Zusatzauftrieb ΔA_{iH} am Leitwerk, der den Vektor des Gesamtauftriebs A_{res} nach hinten verlagert und die Momentenkennlinie in Bild 1.7b nach unten verschiebt. Für kleinere Korrekturen wird am Leitwerk ein Ruder (Höhenruder) ausgeschlagen, das den gleichen Effekt, aber einen kleineren Arbeitsbereich hat. Da für das stationäre Gleichgewicht gilt (mit Gl.1.2.1 und 1.2.2)

$$A_0 = \frac{\rho}{2} V_{A0}^2 S C_A(\alpha_0) = G, \quad (1.2.6)$$

stellt sich bei kleinerem Anstellwinkel eine größere Fahrt ein und umgekehrt. Das Flugzeug ist diesbezüglich stabil, d. h. die Fluggeschwindigkeit V_A kann über den Anstellwinkel gesteuert werden. Letzterer wird mit dem Höhenruder über das Momentengleichgewicht eingestellt.

1.2.4 Flugzeugsteuerung

Die nachfolgende Diskussion der Flugzeugsteuerung beschränkt sich auf stationäre Betrachtungen und soll nur einen ersten Überblick vermitteln. Für eine detaillierte Betrachtung sei auf die Kap.3.3 und 6.3 verwiesen. Das Flugzeug wird primär mit Hilfe von Rudern an Flügel und Leitwerk gesteuert. Über Quer-, Höhen- und Seitenruder (ξ, η, ζ) werden Momente (L, M, N) um die Längs-, Quer- und Hochachse (x, y, z) ausgeübt, mit denen die Lagewinkel Φ, Θ und Ψ verändert werden können. Die Zuordnungen zwischen Ruderausschlägen und erzeugten Momenten sind in Bild 1.8 gezeigt. Die Ruderausschläge sind jeweils negativ eingezeichnet, da beispielsweise ein positiver Querruderausschlag ein negatives Rollmoment erzeugt.

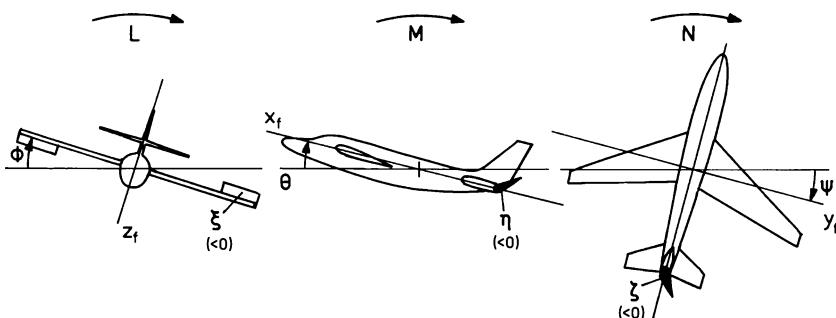


Bild 1.8 Aerodynamische Momentensteuerung (Φ -Hängewinkel, Θ -Nickwinkel, Ψ -Gierwinkel) (jeweils Blick in positiver Achsenrichtung)

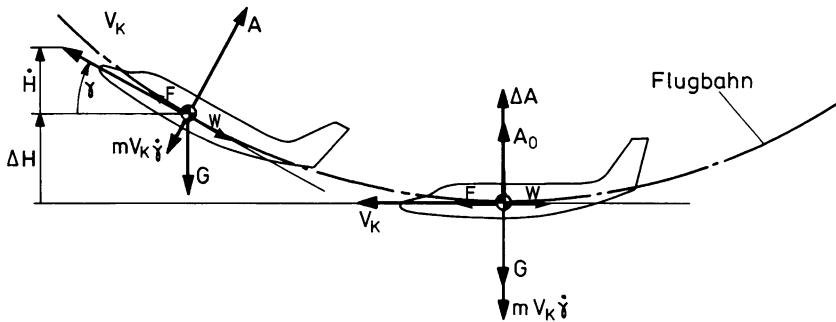


Bild 1.9 Vertikale Bahnsteuerung

Mit dem Nickwinkel ϑ wird auch der Anstellwinkel α verändert, was, wie oben ausgeführt, nach einer Übergangszeit eine Änderung von V_A zur Folge hat. Zunächst bewirkt ein Zuwachs in α aber einen Zusatzauftrieb ΔA , der eine Zentriepalkraft $m V_K \dot{\gamma}$ (mit γ Bahnneigungswinkel) und damit eine vertikale Bahnänderung erzeugt. Nach Bild 1.9 gilt bei ruhender Luft senkrecht zur Flugbahn

$$A = A_0 + \Delta A = m V_K \dot{\gamma} + G \cos \gamma. \quad (1.2.7)$$

Die Komponente $G \sin \gamma$ in Flugbahnrichtung muß durch zusätzlichen Schub ausgeglichen werden. Aus Bild 1.9 läßt sich weiter für die Vertikalgeschwindigkeit ablesen

$$\dot{H} = V_K \sin \gamma. \quad (1.2.8)$$

Der dabei erzielte Höhengewinn ist also gleich

$$\Delta H = \int_0^t V_K \sin \gamma \, dt. \quad (1.2.9)$$

Für die Gesamtenergie des Flugzeugs gilt (bei vernachlässigter Rotationsenergie)

$$E_{\text{ges}} = E_{\text{kin}} + E_{\text{pot}} = \frac{m}{2} V_K^2 + mgH. \quad (1.2.10)$$

So lange nicht über den Triebwerksschub Energie zugeführt wird, muß jeder Zuwachs an Höhe H durch einen Verlust an Bahngeschwindigkeit V_K aufgefangen werden. Die Steuerung der Flugbahn in der Vertikalebene (\dot{H} bzw. γ , sowie V_K) erfordert also den gleichzeitigen, koordinierten Einsatz von Höhenruder- und Schubsteuerung. Für die Steuerkette $\eta \rightarrow \alpha \rightarrow \gamma$ bzw. V_A muß der rotatorische Freiheitsgrad zu Hilfe genommen werden, es handelt sich also um eine indirekte Steuerung.

Die wirksamste Maßnahme zur Steuerung der horizontalen Bahn (Kurvenflug) besteht im Schwenken des Auftriebsvektors. Hierzu wird durch Querruderausschlag ein Hängewinkel Φ erzeugt. Nach Bild 1.10a gilt dann stationär (mit $\alpha \approx 0$)

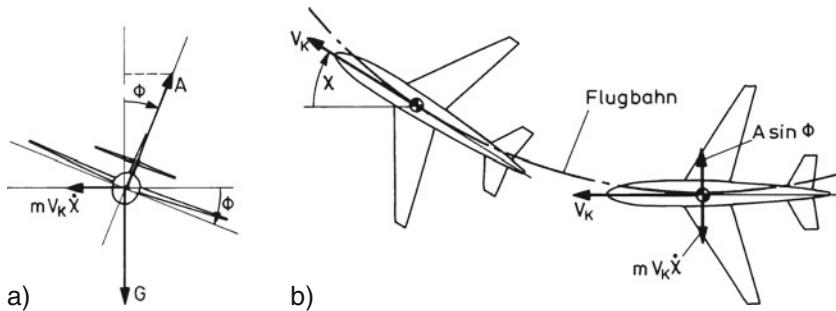


Bild 1.10 Horizontale Bahnsteuerung, a) Vertikalebene b) Horizontalebene

$$A \cos \Phi = G \quad (1.2.11)$$

$$A \sin \Phi = m V_K \dot{\chi}. \quad (1.2.12)$$

Die Horizontalkomponente des Auftriebs erzeugt die Zentripetalkraft $m V_K \dot{\chi}$ und hat somit eine Änderung des Bahnazimuts χ zur Folge. Gleichzeitig muß der Auftrieb A (durch Vergrößern des Anstellwinkels) erhöht werden, damit nach Gl.1.2.11 seine Vertikalkomponente weiterhin das Gewicht kompensiert; andernfalls würde das Flugzeug nach unten beschleunigen, also an Höhe verlieren. Auch die horizontale Bahnführung wird indirekt über die rotatorischen Freiheitsgrade gesteuert. Hierzu müssen alle drei Ruder koordiniert betätigt werden, wobei Seiten- und Höhenruder nur unterstützende Funktion haben.

Eine wichtige Größe zur Beurteilung des Steuerverhaltens des Flugzeugs ist das Lastvielfache n_z , das den Beschleunigungseindruck des Piloten nach Größe und Richtung wiedergibt ($n_z = 1$ im unbeschleunigten Geradeausflug). Es ist definiert als das Verhältnis der resultierenden äußeren Kraft (\approx Auftrieb) zum Fluggewicht, vgl. Kap.5.2.2. Im Steigflug gilt nach Gl.1.2.7

$$n_z = \frac{A}{G} = \frac{V_K \dot{\gamma}}{g} + \cos \gamma \quad (1.2.13)$$

und im stationären Kurvenflug nach Gl.1.2.11

$$n_z = \frac{A}{G} = \frac{1}{\cos \Phi}. \quad (1.2.14)$$

1.2.5 Antrieb

Der klassische Flugzeugantrieb ist der Kolbenmotor mit Propeller, wie er auch heute noch bei kleineren Flugzeugen üblich ist. Nach erfolgreichem militärischem Einsatz wurden ab 1950 Turbo-Luftstrahl (TL)-Triebwerke auch in den Zivilluftverkehr eingeführt (Comet, Boeing 707, Caravelle) und damit die Reisefluggeschwindigkeit erheblich gesteigert. Der hohe Brennstoffverbrauch und die starke Lärmentwicklung von Einkreistriebwerken führte später zur Entwicklung von Zweikreis-Turboluftstrahl (ZTL)-Triebwerken (Fan-Triebwerken) und zu Propeller-Turbinen (PTL)-Triebwerken, wie sie heute im zivilen Bereich überwiegend eingesetzt werden.

Der Triebwerksschub wird erzeugt durch Beschleunigen einer Stützmasse entgegen der Flugrichtung. Bei Raketenantrieben besteht diese aus mitgeführter Masse, bei luftatmenden Antrieben wird sie der Umgebungsluft entnommen. Die Beschleunigung der Stützmasse erfolgt in beiden Fällen durch Zufuhr von chemischer Energie beim Verbrennen von Treibstoff. Der Schub F ist gleich der zeitlichen Ableitung des Impulses, also dem Produkt von Massendurchfluß \dot{m}_F (Luftdurchsatz) und Geschwindigkeitserhöhung ΔV

$$F = \frac{dI}{dt} = \dot{m}_F(V_{\text{aus}} - V_{\text{ein}}) = \dot{m}_F \Delta V, \quad (1.2.15)$$

wobei V_{ein} etwa gleich der Fluggeschwindigkeit V_A ist. Der Schub ist andererseits gleich dem Verhältnis von zugeführter Nutzleistung P zur Fluggeschwindigkeit V_A . Die von einem Kolbentriebwerk zur Verfügung gestellte Leistung ist eine Funktion von Drehzahl und Ladedruck, sie ist aber weitgehend unabhängig von der Fluggeschwindigkeit. Bei einem Kolbentriebwerk ist der Schub also etwa umgekehrt proportional der Fluggeschwindigkeit, es gilt (mit η = Propellerwirkungsgrad)

$$F = \eta \frac{P}{V_A}. \quad (1.2.16)$$

Bild 1.11 liefert für verschiedene Triebwerkstypen einen Überblick über die Abhängigkeit des Schubes von der Machzahl M . Die Machzahl ist die auf die örtliche Schallgeschwindigkeit a (vgl. [Anhang A.3](#)) bezogene Fluggeschwindigkeit

$$M = \frac{V_A}{a}. \quad (1.2.17)$$

Der Schub ist auf den Außendruck p_0 und die Triebwerks-Stirnfläche S_F bezogen; diese Größe wird als statischer Schubbelastungsgrad C_{Fp} bezeichnet. C_{Fp} nimmt bei Propeller- und Fan-(Zweikreis-)triebwerken mit der Machzahl ab, ist bei Einkreisstrahltriebwerken etwa konstant und steigt bei Triebwerken mit Nachbrenner mit der Machzahl an. Bild 1.11 zeigt auch etwa den Betriebsbereich der verschiedenen Triebwerkstypen.

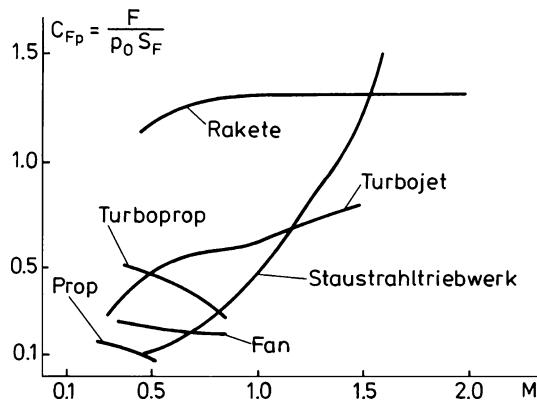


Bild 1.11 Schub als Funktion der Machzahl

Der Propeller- oder Triebwerksstrahl beeinflußt natürlich auch die Flugzeugumströmung. Das betrifft sowohl den Flügel als auch das Leitwerk. Bild 1.12a veranschaulicht die Zusatzanströmung am Flügel, die einen Auftriebszuwachs zur Folge hat. Bild 1.12b zeigt die Beeinflussung der Polare eines zweimotorigen Propellerflugzeugs durch den Triebwerksschub.

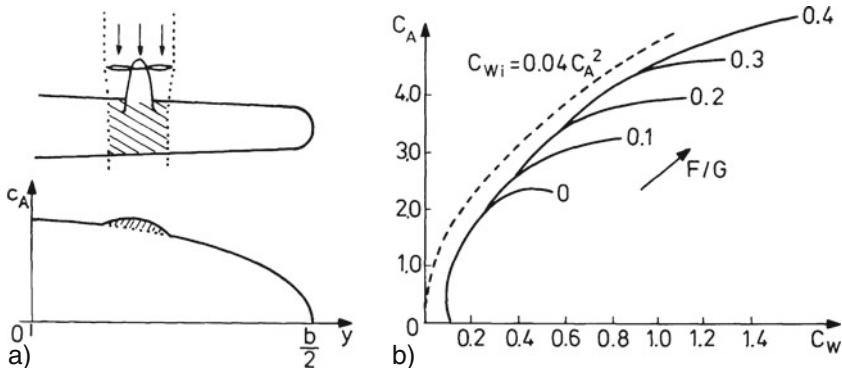


Bild 1.12 Schubeinfluß auf den Auftrieb, a) Flügelbereich mit Übergeschwindigkeit
b) Polare eines zweimotorigen Propellerflugzeugs als Funktion des Schubniveaus (F/G = Verhältnis Schub zu Gewicht)

Flugtriebwerke sind sehr komplexe, für sich geregelte Prozesse. Für Zwecke der Flugreglerauslegung lässt sich ihr dynamisches Verhalten durch ein Modell erster oder zweiter Ordnung mit typischen Zeitkonstanten von 0,1 bis 1 s annähern. Weitere Ausführungen hierzu finden sich in Kap.3.6.4

1.2.6 Wind und Turbulenz

Wind und Turbulenz stellen die Haupt-Störungen für ein Flugzeug dar und sind somit auch eine wesentliche Randbedingung für den Entwurf von Flugzeugen. Ihre ausführliche Darstellung ist Inhalt von [Kap.4](#). Wie aus der Beobachtung der Wetterkarte bekannt ist, wird Wind durch Druckgradienten verursacht, die wiederum aus Temperatur- und Dichtegradienten resultieren. Diese führen sowohl zu globalen als auch zu lokalen Windsystemen, auf welche Sonneneinstrahlung und Bodenkontur (Orografie) einen erheblichen Einfluß haben. Die Sonneneinstrahlung läßt die Luft örtlich aufsteigen (Thermik), so daß sie am Boden nachströmen muß. Ein Beispiel dafür ist das Phänomen des See- bzw. Landwindes an der Küste, wo sich tagsüber infolge starker Erwärmung des Bodens eine Luftströmung zum Land hin ergibt (Seewind), aber nachts infolge Wärmespeicherung im Wasser eine Luftströmung zur See hin (Landwind) entsteht.

Thermik und Orografie erzeugen auch starke örtliche Änderungen der horizontalen und vertikalen Windkomponenten, die als Windscherungen bezeichnet werden. Bild [1.13](#) gibt ein Beispiel für die Änderung von Windgeschwindigkeit und -richtung mit der Höhe. Es zeigt auch, daß eine mittlere Windgeschwindigkeit immer von örtlich und zeitlich sich regellos ändernden Anteilen überlagert ist. Diese als Turbulenz bezeichneten Anteile entstehen auf Grund von Wirbelbildung der reibungsbehafteten Luft, vorzugsweise am Boden, an Gebäuden oder an Bergen. Auf Grund der vielfältigen, unbekannten Ursachen ihrer Entstehung läßt sich Turbulenz nur als stochastischer Prozeß beschreiben und z. B. durch Leistungsspektrien quantifizieren.

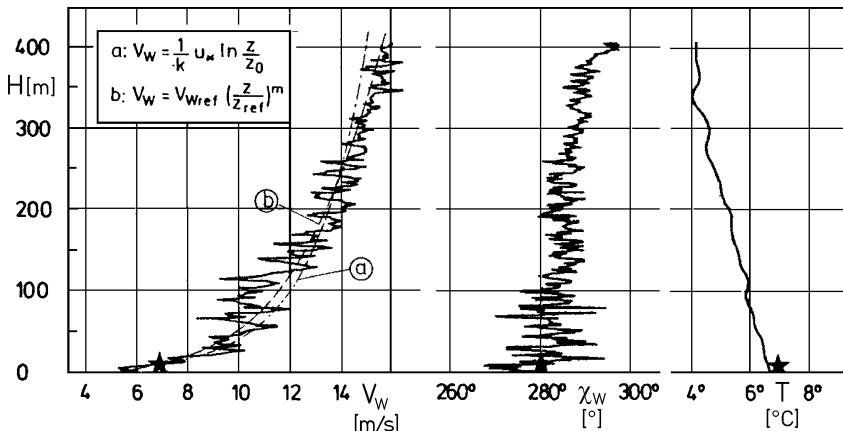


Bild 1.13 Gemessene Windgeschwindigkeiten als Funktion der Höhe (aus [/Swolinsky 86/](#))
links: Windgeschwindigkeit, Mitte: Windrichtung, rechts: Lufttemperatur

Bild [1.14](#) veranschaulicht in stark vereinfachter Form den Flug durch ein räumlich verteiles Windfeld. Wenn die zeitlichen Änderungen dieses Vektorfeldes klein sind gegenüber der Fluggeschwindigkeit V_K , kann es als im Raum festgefroren

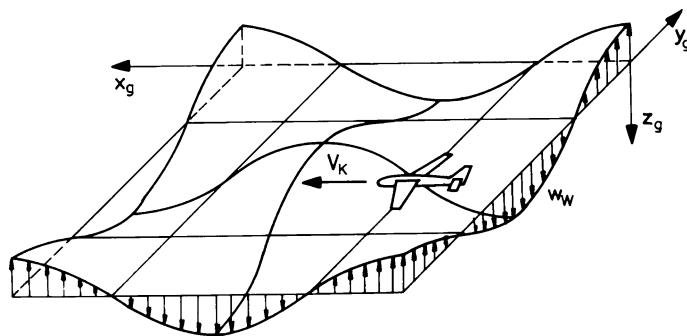


Bild 1.14 Zweidimensional sinusförmiges Windfeld nach /Gerlach 68/

betrachtet werden. Der auf das Flugzeug wirkende Windvektor ist dann allein eine Funktion der Ortsveränderung des Flugzeugs.

Grundsätzlich ist die Relativgeschwindigkeit zwischen Flugzeug und umgebendem Luftfeld („Fluggeschwindigkeit“ V_A) gleich der Differenz zwischen der Eigengeschwindigkeit des Flugzeugs gegenüber der Erde („Bahngeschwindigkeit“ V_K) und der Windgeschwindigkeit V_W . Das gilt bezüglich aller Achsen, so daß man vektoriell schreiben kann

$$\vec{V}_A = \vec{V}_K - \vec{V}_W . \quad (1.2.18)$$

In Bild 1.15 sind hierfür drei Beispiele gezeigt, aus denen deutlich wird, daß die Wirkung von Wind (und Turbulenz) auf das Flugzeug von seiner Flugbahn und seiner Fluggeschwindigkeit abhängig ist. Nimmt man an, daß der Pilot den Vektor der Fluggeschwindigkeit \vec{V}_A konstant und in der Flugzeug-Symmetrieebene hält, so ist bei stationärem Wind \vec{V}_W seine Bahngeschwindigkeit (über Grund) von der Flugrichtung abhängig. Sie ist groß bei Rückenwind, klein bei Gegenwind, und die beabsichtigte Flugbahn wird bei Seitenwind um den Winkel β_W versetzt. Bei

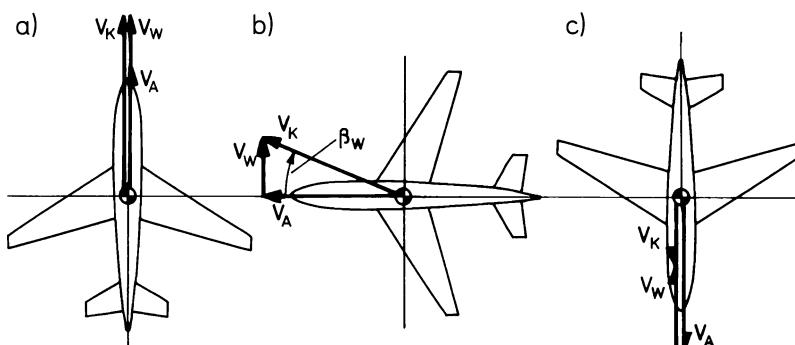


Bild 1.15 Versetzung der Flugbahn durch stationären Wind: a) Rückenwind, b) Seitenwind, c) Gegenwind

kurzzeitigen Windänderungen (Böen) bleibt zunächst wegen der Masse des Flugzeugs die Bahngeschwindigkeit \vec{V}_K unverändert, und der Vektor \vec{V}_W beeinflußt unmittelbar den Betrag der Anströmgeschwindigkeit V_A , den Anstellwinkel α und den Schiebewinkel β , vgl. Bild 1.16.

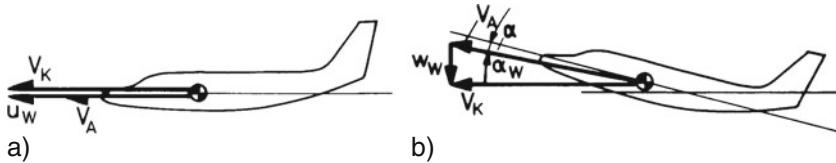


Bild 1.16 Wirkung der Windkomponenten auf V_A und α , a) Rückenwind, b) Abwind

Treten horizontale oder vertikale Windstörungen sprungartig auf, so werden V_A oder α plötzlich verringert, so daß der Auftrieb reduziert wird und das Flugzeug an Höhe verliert.

Eine in größerer Höhe herrschende Windgeschwindigkeit wird durch Reibungseinflüsse zum Boden hin abgebaut (Bodengrenzschicht, vgl. Bild 1.13). Ein Flugzeug, das sich im Landeanflug befindet und eine solche Windscherung durchfliegen muß, erfährt dadurch einen stetig abnehmenden Gegen- oder Rückenwind, wie in Bild 1.17 dargestellt (das Windfeld sei in x - und y -Richtung homogen). Wird der nichtlineare Verlauf der Windgeschwindigkeit abschnittsweise durch einen Geradenzug ersetzt, so entspricht diesem ein konstanter Windgradient $\partial u_w / \partial z = u_{wz}$, dieser ist in Bild 1.17 positiv. Die Höhenabhängigkeit des Windes genügt dann der Gleichung

$$u_w(z) = u_w(z_0) + u_{wz} \Delta z. \quad (1.2.19)$$

Aus der Höhenänderung des Flugzeugs bei geneigter Flugbahn

$$\dot{z} = -\dot{H} = -V_K \sin \gamma \quad (1.2.20)$$

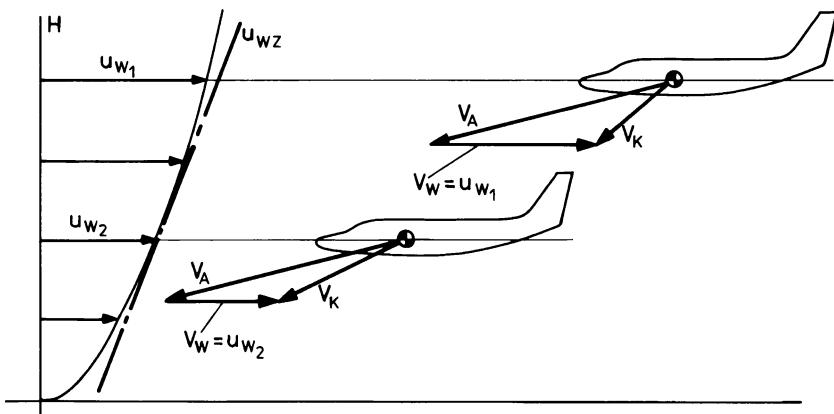


Bild 1.17 Windscherung bei Annäherung an den Boden

folgt die zeitliche Änderung der Windkomponente am Ort (Schwerpunkt) des Flugzeugs zu

$$\frac{du_w}{dt} = \frac{du_w}{dz} \frac{dz}{dt} = -u_{wz} V_K \sin \gamma \quad (1.2.21)$$

und die zeitliche Änderung der Anströmgeschwindigkeit V_A am Flugzeugschwerpunkt (bei kleinem γ)

$$\dot{V}_A = \dot{V}_K - \dot{u}_w = \dot{V}_K + u_{wz} V_K \gamma. \quad (1.2.22)$$

Im Sinkflug ist γ negativ, so daß die Fahrt V_A nach Gl. 1.2.22 stetig abnimmt, wenn das nicht durch eine gleich große Beschleunigung des Flugzeugs \dot{V}_K (durch Schub erhöhung) verhindert wird, vgl. Bild 1.17. Die Wirkung der Windscherung ist im Steigflug umgekehrt und im Horizontalflug ($\gamma = 0$) null.

Fliegt ein Flugzeug in ein Feld mit stetig wachsendem Abwind ein, wie in Bild 1.18, so ändert sich die mittlere Windgeschwindigkeit \bar{w}_w stetig, während der Gradient $\partial w_w / \partial x = w_{wx}$ konstant bleibt, er ist in Bild 1.18 positiv. Das hat zweierlei Wirkung auf das Flugzeug. Für den mittleren Abwind \bar{w}_w am Flugzeugschwerpunkt gilt im Horizontalflug mit $V_K = \text{const}$.

$$\frac{dw_w}{dt} = \frac{dw_w}{dx} \frac{dx}{dt} = w_{wx} V_K. \quad (1.2.23)$$

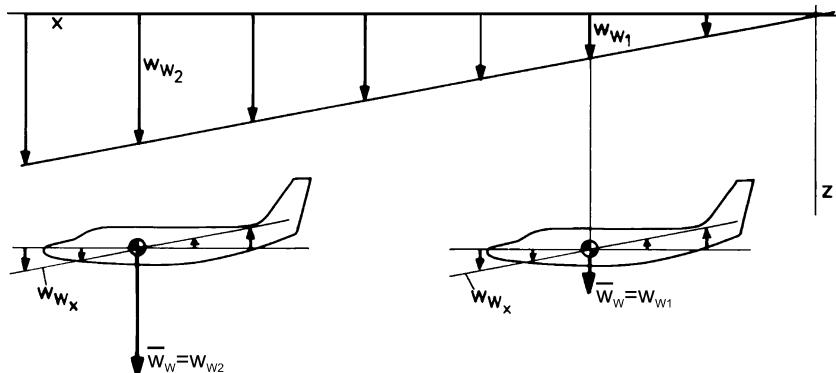


Bild 1.18 Flug im wachsenden Abwind

Bei festgehaltener Flugbahn ($V_K = \text{const}$) wird entsprechend Bild 1.16b α_w stetig größer und damit α kleiner. Damit verkleinert sich auch der Auftrieb und das Flugzeug geht in den Sinkflug über. Abwind und wachsender Rückenwind („Rückenwindscherung“) stellen beide eine starke Gefährdung dar.

Der konstante Windgradient erzeugt außerdem eine Zusatzanströmung am Flugzeugbug von oben und am Heck von unten. Das bewirkt ein abnickendes Moment.

Da das gleiche Strömungsfeld entsteht, wenn das Flugzeug mit positiver Nickgeschwindigkeit q_K aufnickt, sind auch die Wirkungen in beiden Fällen gleich. Es ist daher sinnvoll, auch q_A als Relativgeschwindigkeit zu betrachten und in Anlehnung an Gl.1.2.18 zu schreiben

$$q_A = q_K - q_W = q_K + w_{Wx}. \quad (1.2.24)$$

Ein Windgradient kann nie über größere Entfernungen konstant sein, er wird sogar häufig das Vorzeichen wechseln. Eine sinnvolle Modellvorstellung dafür ist ein sinusförmiger Verlauf, wie in Bild 1.19 gezeigt. Der mittlere Abwind ist hier zu null angenommen, so daß gilt

$$w_W(x) = \hat{w}_W \sin\left(\frac{2\pi}{\lambda}x\right), \quad (1.2.25)$$

worin λ die Böenwellenlänge ist.

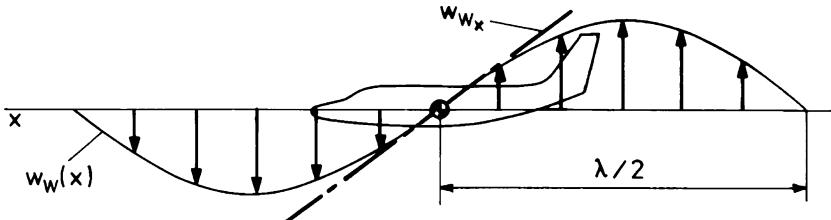


Bild 1.19 Flug im sinusförmigen Windfeld

Im stationären Horizontalflug gilt $x = V_K t$, so daß für den Abwind am Flugzeugschwerpunkt gilt

$$w_W(t) = \hat{w}_W \sin\left(\frac{2\pi}{\lambda} V_K t\right). \quad (1.2.26)$$

Die Ausführungen haben die wichtige Tatsache aufgezeigt, daß die Störgrößen Wind und Turbulenz nicht als unabhängige Größen auf das Flugzeug wirken, sondern daß ihre Wirkung von Flugbahn und Fluglage abhängig ist.

1.3 Mathematisches Prozeßmodell

Die Flugzeuggbewegung wird verursacht durch Kräfte und Momente, die in verschiedenen Koordinatensystemen besonders einfach zu beschreiben sind:

- Gravitationskraft (mg) – in erdfesten (geodätischen) Koordinaten (Index g),
- Schubkräfte (F) – in flugzeugfesten Koordinaten (Index f),
- aerodynamische Kräfte (A, W) – in flugwindfesten Koordinaten (Index a).

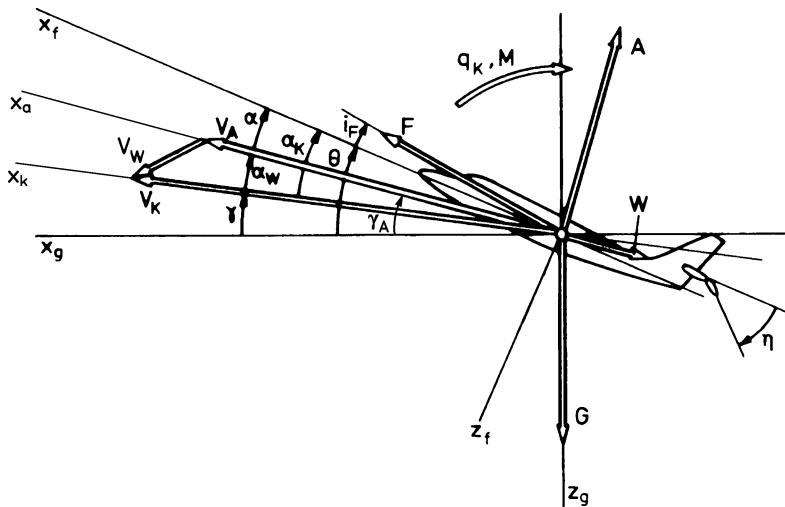


Bild 1.20 Kraft- und Geschwindigkeitsvektoren in der Symmetrieebene

Θ – Längsneigungswinkel	γ – Bahnneigungswinkel
α – Anstellwinkel	α_w – Wind-Anstellwinkel

Die Kraft- und Geschwindigkeitsvektoren sind in Bild 1.20 in der Symmetrieebene zueinander in Beziehung gesetzt. Die Vektoren \vec{V}_A und \vec{V}_K legen die flugwindfesten (a) und die flugbahnenfesten (k) Koordinaten fest. Dabei bildet

- \vec{V}_A mit x_f den Winkel α , mit x_g den Winkel γ_A ,
- \vec{V}_K mit x_f den Winkel α_K und mit x_g den Winkel γ ,
- \vec{V}_A und \vec{V}_K untereinander den Winkel α_w .

Zwischen Flugzeulgängsachse und x_g liegt der Winkel Θ .

1.3.1 Gleichungen der symmetrischen Bewegung (Längsbewegung)

Beim symmetrischen Geradeausflug (Hängewinkel $\Phi = 0$, Schiebewinkel $\beta = 0$) liegen alle Kraft- und Geschwindigkeitsvektoren in der $x_g z_g$ -Ebene. Dann gilt nach Bild 1.20 die Winkelsumme

$$\Theta = \gamma + \alpha + \alpha_w = \gamma + \alpha_K . \quad (1.3.1)$$

Im Fall des annähernden Horizontalflugs sind alle diese Winkel klein. Aus der Kräfteumkehr in x_k - und z_k -Richtung lassen sich folgende Differentialgleichungen aus Bild 1.20 ableiten

$$m \dot{V}_K = F \cos(i_F + \alpha_K) - A \sin \alpha_W - W \cos \alpha_W - G \sin \gamma \quad (1.3.2)$$

$$-m V_K \dot{\gamma} = -F \sin(i_F + \alpha_K) - A \cos \alpha_W + W \sin \alpha_W + G \cos \gamma \quad (1.3.3)$$

und für die Momentensumme

$$I_y \dot{q}_K = M . \quad (1.3.4)$$

Zwischen dem Nickwinkel Θ und der Nickgeschwindigkeit q_K gilt die Beziehung

$$\dot{\Theta} = q_K . \quad (1.3.5)$$

Mit den vier Differentialgleichungen 1.3.2 bis 1.3.5 kann die Bewegung des Flugzeugs in seiner Symmetrieebene (Längsbewegung) beschrieben werden, indem die vier Variablen V_K , γ , q_K und Θ berechnet werden. Sie definieren den Flugzustand eindeutig und sind deshalb – im Sinne der Systemtheorie – Zustandsgrößen. Bei ihrer Berechnung ist die Abhängigkeit der aerodynamischen Kräfte und des Nickmoments von den Bewegungsgrößen zu berücksichtigen, wie in Kap.1.2.2 und 1.2.3 beschrieben. In Gl.1.3.6 bis 1.3.8 sind diese Funktionen zusammengefaßt, wobei nur die wichtigsten Abhängigkeiten berücksichtigt sind und die Abhängigkeit des Widerstandsbeiwertes von α und η über den C_A -Wert (entspricht dem Klammerausdruck in Gl.1.3.7) gegeben ist:

$$A = \frac{\rho}{2} V^2 S [C_{A(\alpha=0)} + C_{A\alpha}\alpha + C_{A\eta}\eta] , \quad (1.3.6)$$

$$W = \frac{\rho}{2} V^2 S [C_{W \min} + k (C_A - C_A(C_{W \min}))^2] , \quad (1.3.7)$$

$$M = \frac{\rho}{2} V^2 S \bar{c} \left[C_{m(\alpha=0)} + C_{m\alpha}\alpha + C_{mq} \frac{\bar{c}}{V} q_A + C_{m\eta}\eta \right] . \quad (1.3.8)$$

Weiterhin ist die Abhängigkeit des Schubes von Fluggeschwindigkeit und Drosselstellung einzusetzen, beispielsweise mit folgendem linearen Ansatz:

$$F(V_A, \delta_F) \approx F_0 + \frac{\partial F}{\partial V_A} \delta V_A + \frac{\partial F}{\partial \delta_F} \delta_F , \quad (1.3.9)$$

sowie die Relation zwischen V_A , V_K und den Windkomponenten (kleine Winkel)

$$V_A = V_K - u_W , \quad (1.3.10)$$

$$\alpha_W = \frac{w_W}{V_A} . \quad (1.3.11)$$

Mit den Gleichungen 1.3.1 bis 1.3.11 liegt ein vereinfachtes, nichtlineares Gleichungssystem für die Flugzeuglängsbewegung vor. Vollständige Gleichungen werden in Kap.5 hergeleitet.

Nach Linearisierung kann daraus das Eigenverhalten des Flugzeugs und seine Reaktion auf kleine Stellkommandos (δ_F, η) und kleine Störanregungen (u_W, w_W) berechnet werden. Wegen der vielen Verkopplungen ist die Herleitung linearisierter Zustandsgleichungen sehr aufwendig, sie wird in Kap.7 durchgeführt. Die Zustandsgrößen des vollständigen, linearisierten Gleichungssystems sind die gleichen wie in Gl.1.3.2 bis 1.3.5. Die Zustandsgleichungen haben also die Form:

$$\begin{bmatrix} \dot{V}_K \\ \dot{\gamma} \\ \dot{q}_K \\ \dot{\Theta} \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} V_K \\ \gamma \\ q_K \\ \Theta \end{bmatrix} + B_{\text{stell}} \begin{bmatrix} \delta_F \\ \eta \end{bmatrix} + B_{\text{stör}} \begin{bmatrix} u_W \\ w_W \end{bmatrix}. \quad (1.3.12)$$

Sie sind von vierter Ordnung, so daß auch alle ihre Übertragungsfunktionen von vierter Ordnung sind. Hinzu tritt eine Ausgangsgleichung, in der die restlichen Variablen $V_A, \alpha, \alpha_K, q_A$ und n_z in Relation zu den Zustandsgrößen gesetzt sind.

Dieses Gleichungssystem ist in der Literatur in den verschiedensten Formen zu finden. Sie unterscheiden sich bezüglich der Auswahl der Variablen, der Verwendung dimensionsloser oder -behafteter Größen und der Wahl des zur Aufstellung benutzten Koordinatensystems. Diese Tatsache stellt ein großes Problem bei der Verwendung flugmechanischer Literatur dar und veranschaulicht die Wichtigkeit präziser Definitionen und sorgfältiger Normung.

1.3.2 Näherungsansatz

Für analytische Untersuchungen mit diesem nichtlinearen Gleichungssystem ist es notwendig, Näherungsansätze einzuführen und ingenieurmäßige Modellvorstellungen zu entwickeln. Das ist Inhalt der Kap.6 bis 8. Als Beispiel soll hier eine Näherung für kleine Abweichungen (δ) von einer geradlinigen horizontalen Flugbahn bei etwa konstanter Fluggeschwindigkeit $V_A = V_0$ ohne Wind vorgestellt werden. Für die Momentengleichung kann man unter dieser Voraussetzung mit Gl.1.3.4 und 1.3.8 schreiben

$$\delta \dot{q}_K = M_\alpha \delta \alpha + M_q \delta q_A + M_\eta \delta \eta, \quad (1.3.13)$$

worin z. B.

$$M_\alpha = \frac{1}{I_y} \frac{\rho}{2} V_0^2 S \bar{c} C_{m\alpha}. \quad (1.3.14)$$

Die Z-Gleichung 1.3.3 reduziert sich bei Wind null ($\alpha_W = 0$), Horizontalflug ($\gamma = 0$) und bei Vernachlässigung der Schubkomponente ($i_F + \alpha_K$ klein) zu

$$-\delta\dot{\gamma} = \frac{1}{mV_0}(G - A) = -\frac{1}{mV_0}\delta A = -\frac{1}{mV_0}\frac{\rho}{2}V_0^2SC_{A\alpha}\delta\alpha = Z_\alpha\delta\alpha. \quad (1.3.15)$$

Aus Gl.1.3.1 und 1.3.5 folgt in diesem Fall

$$\delta\dot{\alpha} = \delta\dot{\Theta} - \delta\dot{\gamma} = \delta q_K - \delta\dot{\gamma} \quad (1.3.16)$$

und mit Gl.1.3.15

$$\delta\dot{\alpha} = \delta q_K + Z_\alpha\delta\alpha. \quad (1.3.17)$$

Schließlich gilt nach Gl.1.2.13 und mit Gl.1.3.15 für das Lastvielfache δn_z

$$\delta n_z = \frac{V_0}{g}\delta\dot{\gamma} = -\frac{V_0}{g}Z_\alpha\delta\alpha. \quad (1.3.18)$$

Eine Zusammenfassung dieser Gleichungen liefert die Zustands-Differentialgleichungen der vereinfachten Längsbewegung

$$\begin{bmatrix} \delta\dot{q}_K \\ \delta\dot{\alpha} \\ \delta\dot{\gamma} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_q & M_\alpha & 0 \\ 1 & Z_\alpha & 0 \\ 0 & -Z_\alpha & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta q_K \\ \delta\alpha \\ \delta\gamma \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} M_\eta \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \delta\eta \quad (1.3.19)$$

$$\begin{bmatrix} \delta n_z \\ \delta\dot{\Theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -Z_\alpha V_0/g & 0 \\ 0 & 1 & 1 \end{bmatrix} [\delta q_K \quad \delta\alpha \quad \delta\gamma]^T. \quad (1.3.20)$$

Diese sind in Bild 1.21 als Signalflußdiagramm (SFD) dargestellt, indem jeder Zustandsgröße ein Integrator zugeordnet wird und jede Zustandsgleichung am Eingang eines Integrators erfüllt wird. Das SFD verdeutlicht unmittelbar die durch das Gleichungssystem beschriebenen Wirkungsketten zwischen Eingangs-, Zustands- und Ausgangsgrößen.

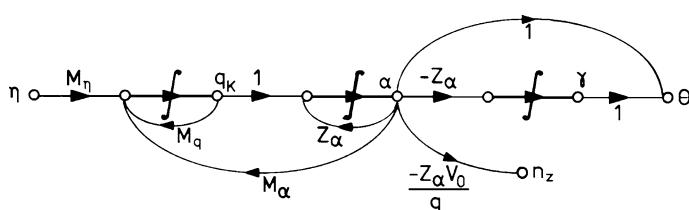


Bild 1.21 Signalfluß-Diagramm (SFD) der vereinfachten Längsbewegung nach Gl.1.3.19 und 1.3.20 (Das Symbol δ ist wegen der besseren Lesbarkeit weggelassen worden)

Nach Laplace-Transformation und Auflösen von Gl.1.3.19 und 1.3.20 (vgl. hierzu Kap.8.3) ergibt sich folgendes Übertragungsverhalten zwischen η und α

$$\delta\alpha(s) = \frac{M_\eta s}{s[s^2 - s(M_q + Z_\alpha) + M_q Z_\alpha - M_\alpha]} \delta\eta(s) = \hat{g}_{\alpha\eta}(s) \delta\eta(s). \quad (1.3.21)$$

Die Übertragungsfunktionen (ÜF'en, durch Dach gekennzeichnet) erhalten Ausgangs- und Eingangsgröße als Index, z. B. $\hat{g}_{\alpha\eta}$. Aus Gl.1.3.20 folgt

$$\delta n_z = -\frac{V_0}{g} Z_\alpha \delta\alpha(s) = -\frac{V_0}{g} \frac{M_\eta Z_\alpha s}{s[s^2 - s(M_q + Z_\alpha) + M_q Z_\alpha - M_\alpha]} \delta\eta(s) \quad (1.3.22)$$

und aus Gl.1.3.15

$$\delta\gamma(s) = -\frac{1}{s} Z_\alpha \delta\alpha(s) = \frac{-M_\eta Z_\alpha}{s[s^2 - s(M_q + Z_\alpha) + M_q Z_\alpha - M_\alpha]} \delta\eta(s). \quad (1.3.23)$$

Nach Gl.1.3.1 gilt in ruhender Luft ($\alpha_W = 0$)

$$\delta\Theta(s) = \delta\alpha(s) + \delta\gamma(s) = \frac{M_\eta(s - Z_\alpha)}{s[s^2 - s(M_q + Z_\alpha) + M_q Z_\alpha - M_\alpha]} \delta\eta(s) \quad (1.3.24)$$

und schließlich nach Gl.1.3.5

$$\delta q_K(s) = s\delta\Theta(s). \quad (1.3.25)$$

An diesem Beispiel wird der enge Zusammenhang zwischen Zustandsgleichungen und Übertragungsfunktionen deutlich, aber auch die Tatsache, daß die Zustandsgleichungen in ihrer ursprünglichen Form eine minimale Anzahl von Parametern enthalten und die physikalischen Zusammenhänge am deutlichsten wiedergeben.

1.3.3 Gleichungsanalyse

Nach Gl.1.3.21 bis 1.3.25 haben die ÜF'en verschiedene Zähler, aber alle den gleichen Nenner, dieser charakterisiert die gleiche Dynamik. Er enthält ein freies s (dieses entspricht der offenen Integration in Bild 1.21) und einen Ausdruck zweiter Ordnung (System mit den Zustandsgrößen q_K und α in Bild 1.21). Die Pol-Nullstellen-Verteilung der vier ÜF'en ist in Bild 1.22 wiedergegeben.

Das Teilsystem zweiter Ordnung ist i. allg. schwingungsfähig, es beschreibt die Anstellwinkelschwingung des Flugzeugs um seine y -Achse. Frequenz und Dämpfung dieser Schwingung ergeben sich aus dem ÜF-Nenner

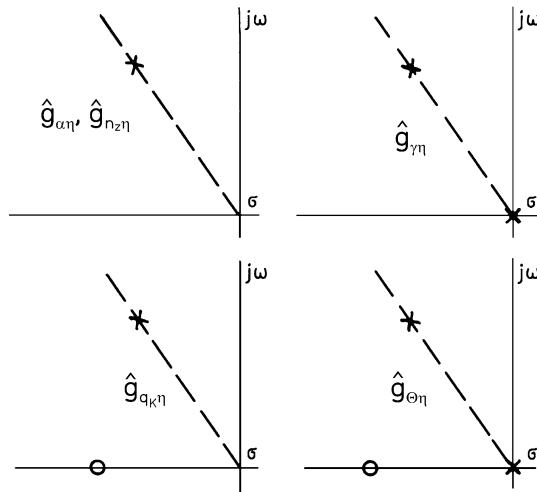


Bild 1.22 Pol-Nullstellen-Verteilung der vereinfachten Längsbewegung, (Pole x, Nullstellen 0)

$$s^2 - s(M_q + Z_\alpha) + M_q Z_\alpha - M_\alpha = s^2 - 2\sigma s + \omega_0^2. \quad (1.3.26)$$

Daraus folgt die Eigenfrequenz zu

$$\omega_0 = \sqrt{M_q Z_\alpha - M_\alpha}, \quad (1.3.27)$$

diese ist im wesentlichen von der „Federkonstante“ $M_\alpha \sim C_{m\alpha}$ abhängig. Der Dämpfungsexponent beträgt

$$\sigma = \frac{1}{2}(M_q + Z_\alpha), \quad (1.3.28)$$

er ist hauptsächlich bestimmt von der Nickdämpfung $M_q \sim C_{mq}$. Hieraus folgt, daß für ein stabiles Verhalten sowohl M_α („statische Stabilität“) als auch M_q (Nickdämpfung) negativen Wert haben müssen. Der Verstärkungsfaktor der α -ÜF beträgt nach Gl.1.3.21

$$k_{\alpha\eta} = \frac{M_\eta}{M_q Z_\alpha - M_\alpha} \quad (1.3.29)$$

und ist etwa gleich dem Verhältnis von Ruderwirksamkeit M_η zu Federkonstante M_α .

1.3.4 Flugbahngleichungen

Flugregler haben nicht nur die Aufgabe der Lagestabilisierung, sondern sollen auch das Flugzeug von einem Ausgangspunkt A zu einem Zielpunkt B führen. Zur Auslegung entsprechender Bahnregler genügt es nicht, nur kleine Abweichungen von einer Referenzflugbahn zu betrachten, sondern es muß auch die Entwicklung der Flugbahn „im Großen“ modelliert werden. Generell ergibt sich die zurückgelegte Flugstrecke nach Länge und Richtung aus der Integration des Bahngeschwindigkeitsvektors

$$\vec{s} = \int_0^t \vec{V}_K(\tau) d\tau . \quad (1.3.30)$$

Der Vektor \vec{V}_K ist durch seinen Betrag V_K , den Bahnneigungswinkel γ und den Bahnazimut χ gegeben, vgl. Bilder 1.9 und 1.10. Alle drei Komponenten sind nur mit Hilfe einer Trägheitsplattform zu bestimmen und sind daher vielfach an Bord nicht bekannt. Sie werden üblicherweise durch die einfacher meßbaren Größen V_A , $\dot{\chi}$ und Azimut (Steuerkurs) Ψ ersetzt, dieses sind auch die klassischen Regelgrößen. Das hat aber zur Folge, daß die Bahnregelung vom herrschenden Wind abhängig wird.

Am Beispiel der Flugbahn in der Horizontalebene soll dieses Problem erläutert werden. Hier gilt für die Bewegung in erdfesten Koordinaten (z. B. ausgerichtet nach der magnetischen Nordrichtung) entsprechend Bild 1.23a

$$\dot{x}_g = V_K \cos \chi \quad (1.3.31)$$

$$\dot{y}_g = V_K \sin \chi . \quad (1.3.32)$$

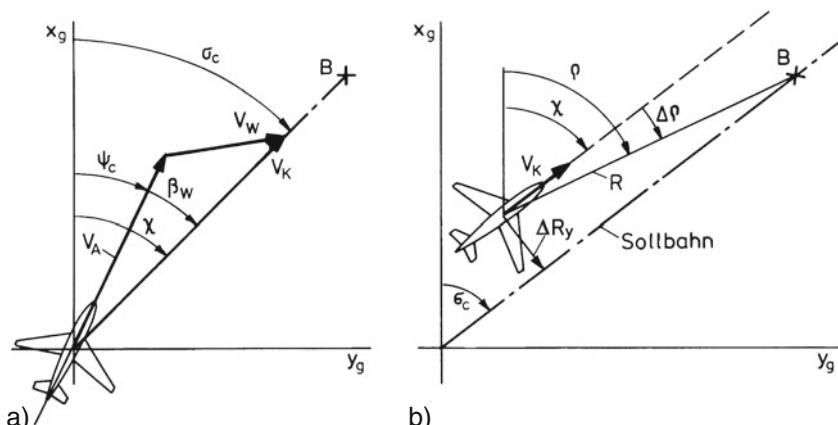


Bild 1.23 Horizontale Flugbahn, a) Windeinfluß b) Ablage von der Sollbahn

Den Horizontalwinkel der tatsächlichen Flugbahn gegenüber der Nordrichtung bezeichnen man als Kurs über Grund σ , seinen Sollwert als Kartenkurs σ_c . Damit das Flugzeug auf der Sollbahn bleibt, muß der Bahnazimut χ nach σ_c ausgerichtet werden. Wenn allerdings nur Ψ bekannt ist, muß bei herrschendem stationärem Wind V_W auf Grund einer Windschätzung entsprechend Bild 1.23a ein Vorhaltewinkel eingehalten werden, d. h. der Sollwert für den Azimut Ψ (Steuerkurs) wird gleich

$$\Psi_c = \sigma_c - \beta_W , \quad (1.3.33)$$

dieser ist durch regelmäßige Positionsbestimmungen zu korrigieren.

Zur Orientierung in der Horizontalebene dienen erdfeste Punkte, z. B. Funkfeuer. Diese werden auf vorgegebenen erdfesten Kursen angeflogen, vgl. Bild 1.23b. Den Peilwinkel gegenüber x_g (magnetisch Nord) vom Flugzeug zum erdfesten Punkt B bezeichnet man als Horizontalpeilung ρ , den Abstand dazu als Schrägentfernung R . Der Ablagewinkel $\Delta\rho$ ist gleich dem Peilwinkel zwischen der Sollbahnrichtung (Kartenkurs) und der Sichtlinie zum Zielpunkt. Hat das Flugzeug eine seitliche Ablage zur Sollbahn von

$$\Delta R_y = R \sin \Delta\rho \quad (1.3.34)$$

wie in Bild 1.23b gezeigt, so nützt das Einhalten des richtigen Bahnazimuts

$$\chi = \chi_c = \sigma_c \quad (1.3.35)$$

wenig, der seitliche Abstand ΔR_y bleibt konstant und die Peilwinkelabweichung $\Delta\rho$ vergrößert sich stetig. Das Flugzeug muß zuerst auf die Sollbahn zurückkehren. Dazu muß ein auf die Bahn führender Bahnazimut χ_c kommandiert werden und erst dann kann Gl.1.3.35 erfüllt werden.

Diese Betrachtung macht deutlich, daß Bahnazimut χ einerseits und Horizontalpeilung ρ und Kurs über Grund σ andererseits sich grundsätzlich verschieden verhalten und daher sorgfältig voneinander zu unterscheiden sind. Die Tatsache, daß auf der Sollbahn ihre Sollwerte gleich sind, ist der Grund für häufige Verwechslungen.

1.4 Randbedingungen zur Flugreglerauslegung

1.4.1 Besonderheiten der Regelstrecke

Flugregelung unterscheidet sich in verschiedener Hinsicht von anderen Anwendungsbereichen der Regelungstechnik. Ihre besonderen Merkmale wurden schon in den bisherigen Abschnitten deutlich und werden hier zusammengefaßt.

Der Mensch als Pilot und Passagier

Bei der Regelung von Flugzeugen ist die Anwesenheit des Menschen in zweifacher Hinsicht zu berücksichtigen. Er ist einerseits Passagier und stellt somit Forderungen an den Flugkomfort (*ride comfort*), d. h. an die Begrenzung von Lagewinkeln und Beschleunigungen und die Reduzierung der Böenempfindlichkeit. Andererseits ist er als Pilot am Regelsvorgang beteiligt oder überwacht diesen und stellt Forderungen an die Flugeigenschaften (*handling qualities*) in Form von Anforderungen an das Eigenverhalten, an das Steuer- und Störverhalten und an die Qualität der Bahnführung. Die Auslegungskriterien für Flugregler sind zu einem großen Teil aus diesen Forderungen abgeleitet, vgl. Kap.11.

Mehrgrößen-Regelstrecke

Die Regelstrecke „starres Flugzeug“ hat sechs Freiheitsgrade und ist in verschiedenen Eigenformen schwingungsfähig. Die vielfältigen Kopplungen zwischen den Bewegungsformen macht sie zu einer komplizierten Mehrgrößenregelstrecke. Die Grundlage des Reglerentwurfs ist ein axiomatisches Modell der Flugzeugdynamik, nämlich ein nichtlineares Differentialgleichungssystem, dessen wesentliche Koeffizienten sich mit ausreichender Genauigkeit aus Rechnung und Modellversuch vorherbestimmen lassen. Auf Grund dessen können Flugregler schon vor dem Erstflug eines neuen Flugzeugs entworfen werden.

Großer Parameterbereich

Der sehr große Einsatzbereich moderner Flugzeuge (Höhe, Machzahl) und die starken Konfigurationsänderungen (Schwerpunktlage, Flügelkonfiguration) haben zur Folge, daß die Parameter des Gleichungssystems über große Wertebereiche schwanken. Insbesondere die aerodynamischen Kennwerte sind stark nichtlineare, mehrdimensionale Funktionen. Dem stehen ausgedehnte Flugphasen gegenüber, in denen sich der Flugzustand nur sehr langsam ändert (z. B. Reiseflug). Auch die heutigen Anflugverfahren setzen sich aus stationären Flugabschnitten zusammen. Deshalb ist es vielfach möglich, die Flugzeugdynamik um einen Betriebspunkt zu linearisieren und durch Näherungsansätze weiter zu vereinfachen (s. o.).

Modell-Einschränkungen

Die Flugzeugzelle (Flügel, Rumpf, Leitwerk) ist auf Grund ihrer Leichtbaueigenschaften elastisch und in vielen strukturdynamischen Freiheitsgraden schwingungsfähig. Es besteht zudem eine starke Wechselwirkung zwischen diesen elastischen Freiheitsgraden und den sie anregenden Luftkräften (Aeroelastik). Auch bei den aerodynamischen Rudern besteht eine starke Rückwirkung der Luftkräfte auf den Ausschlag selbst und auf die keineswegs starre Aufhängung. Schließlich werden durch Elastizität und Lose des zwischen Stellmotoren und Rudern wirkenden Gestänges nichtlineare Einflüsse im Regelkreis wirksam. Wird für den rechnerischen

Reglerentwurf das Flugzeug als starr angenommen, wie es in der vorliegenden Darstellung geschieht, so bedeutet das eine Näherung gegenüber dem wirklichen Verhalten. Glücklicherweise ist in vielen Fällen – Ausnahmen sind z. B. Großraumflugzeuge – der Abstand zwischen den Eigenfrequenzen der Strukturschwingungen und denen des starren Flugzeugs groß genug, so daß beide weitgehend voneinander entkoppelt sind und mit Hilfe von Filtern eine Anregung der elastischen Freiheitsgrade durch den Flugregler vermieden werden kann. Alle diese Einflüsse verbieten aber hohe Reglerverstärkungen und hohe Stellaktivität.

Regler-Auslegungsverfahren

Durch diese und andere Randbedingungen (Platz-, Gewichts- und Energiebedarf, Belastbarkeit der Stellglieder, Sicherheitsforderungen) wird der Reglerentwurf eingeschränkt, dieser muß sehr sorgfältig den gegebenen Möglichkeiten angepaßt werden. Dazu ist eine genaue Kenntnis der Regelstrecke in ihrem ganzen Betriebsbereich nötig. Abstrakte numerische Modelle reichen nicht aus, vielmehr ist eine gute Kenntnis der Flugphysik unverzichtbar, und das um so mehr, als die Regelungsaufgaben sich von der Stabilisierung eines stationären Flugzustandes entwickeln zur freien Führung auf wechselnden Flugbahnen mit schnellen Flugzustandsänderungen. Aus diesem Grunde ist auch die Anwendung formalisierter Entwurfs- und Optimierungsmethoden kaum erfolgreich, so lange diese nicht durch pragmatische, aus der Flugphysik abgeleitete Ansätze ergänzt werden. Die Tatsache, daß das Flugzeug ein kompliziertes Mehrgrößensystem ist, erzwingt für den Reglerentwurf den Einsatz aller verfügbaren flugmechanischen und regelungstechnischen Erfahrung. Die Entwicklung geeigneter Reglerstrukturen durch ingenieurmäßiges, pragmatisches Vorgehen ist daher wichtiger als der Einsatz eines speziellen Regler-Auslegungsverfahrens. Die Frage nach Frequenz- oder Zeitbereich, nach herkömmlichen oder modernen Verfahren, nach Polvorgabe oder Integralkriterien sind demgegenüber zweitrangig und werden nur nach dem Erfolg beurteilt. Die Ausführungen zum Reglerentwurf in den [Kapiteln 12 und 13](#) betreffen vornehmlich Reglerstrukturen, die in der Flugregelung mit Erfolg eingesetzt werden.

Selbstverständlich müssen Flugregler robust ausgelegt werden. Die Entscheidung für einen parameterunempfindlichen Regler oder für eine Parameter-Anpassung ist dabei nur unter den Gesichtspunkten der Kosten, der Zuverlässigkeit und der Wartbarkeit zu treffen. Moderne Flugregler sind digitale Regler. Dementsprechend sind Probleme der Signalwandlung, der Abtastung, der Sicherheit von Rechenprogrammen und der Ansteuerung prinzipiell kontinuierlicher Stellsysteme zu lösen. Auch die dadurch entstehenden Zeit- bzw. Phasenverluste sind in Rechnung zu stellen. Da das weniger den Entwurf als die Realisierung von Flugreglern betrifft, werden diese Fragen hier nicht ausführlich behandelt. Die heute verfügbare Rechenleistung und Speicherkapazität reicht für die Realisierung von Regleralgorithmen bei weitem aus. Die Realisierung komplizierter Reglerfunktionen ist aber begrenzt durch den hohen Aufwand für die Vermehrfachung der Systeme, die laufende Funktionsüberprüfung und den Datenaustausch zwischen den Untersystemen.

Meßinformation

Die Flugzeugbewegung, sowohl relativ zur Erde, als auch zur umgebenden Luft, läßt sich durch eine Vielzahl von Meßverfahren und Sensoren recht gut erfassen (vgl. Kap.9). Dadurch ist die Bewegung nicht nur vollständig beobachtbar, sondern es liegt sogar häufig eine Redundanz der Meßinformation vor, die der Sicherheit zugute kommt. Die Sensoren haben zwar i. allg. eine große Bandbreite, so daß ihre Dynamik im Vergleich zu der des Flugzeugs vernachlässigt werden kann. Vielfältige Meßfehler aus dem Meß- oder Geräteprinzip (Kennlinie, Nullpunktsfehler, Meßrauschen), aus der Anordnung des Sensors im Flugzeug (Einbaufehler) oder aus der Signalübertragung (Wandlung, Abtastung) sind zu berücksichtigen und zu kompensieren. Nicht immer wird genau diejenige Größe gemessen, die als Variable in den flugmechanischen Gleichungen auftritt. Häufig werden Ersatzgrößen gemessen (z. B. Staudruck) und umgerechnet, häufig ist das Koordinatensystem nicht das gleiche (z. B. bei Kreiseln). Diese Abweichungen beeinflussen natürlich das Verhalten des Regelungssystems und müssen beim Entwurf beachtet werden.

Stellsysteme

Zur Steuerung der sechs Freiheitsgrade des Flugzeugs stehen i. allg. nur vier Stellgrößen zur Verfügung, nämlich die aerodynamischen Ruder zur Steuerung der drei rotatorischen Freiheitsgrade und der Triebwerksschub für den x -Freiheitsgrad. Hinzu treten Trimmruder und Flügelklappen für die langsame Verstellung des Arbeitspunktes (vgl. Kap.10). Direkte Auftriebssteuerung mit Hilfe von Auftriebsklappen, Spoilern oder gleichsinnig ausgeschlagenen Querrudern steht nur selten im gesamten Betriebsbereich zur Verfügung. Eine direkte Seitenkraftsteuerung wurde bisher nur in wenigen Experimentalflugzeugen realisiert. Zur Erhöhung der Manövrierfähigkeit werden Kampfflugzeuge mit zusätzlichen Stellflächen und einige sogar mit einer Schubvektorsteuerung ausgestattet, die koordiniert zueinander betätigt werden müssen.

In rein mechanischen Flugsteuerungen übernehmen es Stangen, Seilzüge, Hebel usw. a) die Kommandos des Piloten an die Stellflächen zu übertragen und b) die zum Ausschlagen der Stellflächen erforderliche Kraft, die der Pilot aufbringen muß, zu übertragen. Es sind also die beiden Grundfunktionen, Signalisieren und Kraftübertragen, inhärent miteinander verbunden. Reglerkommandos werden über einen Stellmotor in die Steuerung eingekoppelt, wobei Elastizität und Lose die Reglerfunktion beeinträchtigen.

Als die Flugzeuge größer und schneller wurden, reichte die Kraft des Piloten nicht mehr aus und man begann in den 1940er Jahren (meist) hydraulische Aktuatoren direkt an den Stellflächen einzuführen. Hierbei kommandiert der Pilot (oder Autopilot) nur noch einen Ventilausschlag. Um die nun fehlende Rückführung der Steuerkräfte zu ersetzen, wurde zusätzlich ein „künstliches Gefühl“ (*artificial feel*) eingefügt. Beginnend in den 1970er Jahren wurde unter dem Namen „Fly-by-Wire“ der mechanische Signalweg zum Aktuatorventil durch einen elektronischen Signalpfad mit Flugsteuerungsrechnern ersetzt. Heute geht man dazu über, elektrische statt

hydraulischer Aktuatoren zu verwenden (*all electric aircraft*), da dieses eine Reihe von Vorteilen verspricht.

Das Triebwerk als „Stellglied“ sollte nur niederfrequente Steuersignale erhalten, die Reglersignale sind entsprechend zu filtern. Generell ist die Aktivität aller Stellglieder auf das unbedingt notwendige Maß einzuschränken.

Sicherheitsaspekte

Flugregler greifen in lebenswichtige Funktionen an Bord ein. Ihre Fehlfunktion kann nicht nur den Piloten in schwierige Situationen bringen, sondern kann sogar zum Verlust des Flugzeugs führen. Die Flugreglerfunktionen müssen deshalb ständig überwacht werden, auftretende Fehler müssen unmittelbar erkannt und entweder dem Piloten angezeigt oder automatisch korrigiert werden. Sowohl die Fehlererkennung als auch die Fehlerbeseitigung erfordert Redundanz, daher bestehen heutige Flugregler aus mehreren (zwei bis fünf) gleichartigen Systemen, unter denen gewählt oder umgeschaltet werden kann. Dieses Prinzip erstreckt sich auf die ganze Wirkungskette von den Meßgebern über die Regelrechner bis zu den Stellantrieben. Häufig existiert zusätzlich noch ein Notsystem, wie z. B. die mechanische Ansteuerung von Höhenflosse und Seitenleitwerk beim Airbus A320. Zu diesen Maßnahmen zur Sicherheitserhöhung treten weitere, die z. B. ein ruckfreies Ein- oder Umschalten von Regler-Betriebsarten garantieren, oder durch Verriegelung unerlaubte Betriebszustände verhindern. Der Aufwand für Verriegelungen, Redundanz, Fehlererkennung und Prüfverfahren in Flugregelungssystemen beträgt heute ein Mehrfaches dessen, was für die eigentlichen Regelgesetze notwendig ist. Auf diese sehr wichtigen Probleme kann in den [Kapiteln 9 und 10](#) nur kurz hingewiesen werden.

1.4.2 Regelungsaufgaben

Die Flugregelung erfüllt gleichermaßen Aufgaben der Flugmechanik und der Flugführung. Erstere betreffen hauptsächlich die Verbesserung der Flugeigenschaften, die wie folgt definiert sind:

Handling qualities are those qualities or characteristics of an aircraft, that govern the ease and precision with which a pilot is able to perform the tasks required in support of an aircraft role /Cooper Ha 69/.

Die Aufgaben der Flugführung sind von Heinrich Koppe¹ definiert worden:

¹ Prof. Dr. Heinrich Koppe war bis zum Jahr 1961 Leiter des Instituts für Luftfahrzeugführung der Deutschen Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt (DFL) in Braunschweig, heute Institut für Flugführung im Deutschen Zentrum Luft- und Raumfahrt (DLR). In seiner ursprünglichen Definition sprach Koppe von *Luftfahrzeugführung*. Dieser Begriff wurde später zu *Flugführung*.

Unter dem Begriff Flugführung verstehen wir die Unterstützung des Menschen in der Handhabung der Luftfahrzeuge durch technische Mittel /Koppe 56/.

Die Flugmechanik hat die Aufgabe, einen Flugzeugentwurf an geforderte Flugleistungen und Flugeigenschaften anzupassen. Ein Flugzeug soll gleichzeitig gute Leistungen (Transportleistung, Wirtschaftlichkeit) und gute Eigenschaften (Stabilität und Steuerbarkeit) in sehr verschiedenen Abschnitten des Fluges aufweisen. Daß solche Forderungen mit einer unveränderlichen Flugzeugkonfiguration nicht gleichzeitig beim Start, bei Langsam- und Schnellflug in Bodennähe, beim Flug in großer Höhe oder bei großer Machzahl und bei der Landung erfüllbar sind, liegt auf der Hand. Flugmechanische Möglichkeiten, beispielsweise zum Ausgleich des Einflusses der Fluggeschwindigkeit, sind Konfigurationsänderungen durch Landeklappen oder auch Schwenkflügel. Da geforderte Flugleistungen unbedingt zu erfüllen sind und gute Flugleistungen häufig mit schlechten Flugeigenschaften einhergehen, werden Flugregler bei Hochleistungsflugzeugen zur Verbesserung der Flugeigenschaften eingesetzt. Sie haben auf Grund des Rückkopplungseffektes von vornherein die Eigenschaft, Parameteränderungen auszugleichen. Darüber hinaus sind sie leicht im Fluge umschaltbar oder in ihren Parametern an den Flugzustand anzupassen. Sie können in vielfältiger Weise flugmechanische Maßnahmen unterstützen oder ersetzen und werden zur Behebung folgender Probleme eingesetzt:

- mangelnde Dämpfung oder sogar Instabilität in bestimmten Flugbereichen oder bei bestimmten Flugzeugtypen (z. B. Hubschrauber),
- mangelnde Steuerbarkeit auf Grund zu träger, zu schneller oder schlecht koordinierter Flugzeugreaktion,
- Stabilisierung bei stationären oder rampenförmigen Störungen (Scherwind), Triebwerksausfall, Lastenabwurf usw.,
- Empfindlichkeit auf Luftturbulenz,
- Anregung von Schwingungen der Flugzeugstruktur durch Steuer- und Störgrößen,
- beabsichtigte Veränderung der Flugzeugdynamik, z. B. zu Schulungs- und Forschungszwecken („Flugzeug variabler Stabilität“, *In-Flight-Simulation*) u. a.

Obwohl der Einsatz eines Flugreglers normalerweise weniger aufwendig und flexibler ist als eine Modifikation der Flugzeugkonfiguration, sind auch die Möglichkeiten regelungstechnischer Maßnahmen beschränkt durch Gesichtspunkte der Sicherheit, der Lebensdauer und der möglichst einzuschränkenden Regleraktivität. Der Grundsatz:

nur so viel Regleraktivität wie nötig, aber so wenig wie möglich

muß dazu führen, zunächst alle flugmechanischen Möglichkeiten auszuschöpfen. Grundsätzlich hat die Flugregelung nicht die Aufgabe, einen schlechten flugmechanischen Entwurf nachträglich akzeptabel zu machen. Sie hat überall dort

einzutreten, wo durch sie ein echter kostenmäßiger und leistungsmäßiger Gewinn erwartet werden kann.

Die Flugführung hat demgegenüber die Aufgabe, einen Flug von A nach B in allen seinen Flugabschnitten bei größter Sicherheit und Wirtschaftlichkeit zu ermöglichen. Sie liefert dazu für Pilot und Regler die notwendige Meßinformation und stellt sie in geeigneter Weise durch Anzeigen im Cockpit dar. Neben Informationen über den Flugzustand betreffen diese die aktuelle Position und den aktuellen Flugweg, so wie die von der Flugsicherung vorgegebenen Bahngrößen und die daraus abgeleiteten Sollwerte für die Flugzustandsgrößen. Die Flugführung optimiert die Umgebungsbedingungen des Arbeitsplatzes im Cockpit, insbesondere auch die vielfältigen Bedienelemente vom Steuerknüppel bis hin zu den Bedienknöpfen von Regel- und Navigationssystem (Mensch-Maschine-Schnittstelle). Schließlich setzt sie Regelungstechnische Einrichtungen ein, die den Piloten in zunehmendem Maße von untergeordneten Stabilisierungsaufgaben befreien und bei seiner Führungsaufgabe entlasten sollen. Das betrifft insbesondere:

- Entlastung des Piloten im Langstreckenflug (Ermüdung) oder in schwierigen Flugphasen (z. B. Landeanflug) und Freistellung desselben für andere Aufgaben (z. B. für Funkverkehr, Systemüberwachung oder Flugplanung),
- Unterstützung der begrenzten Fähigkeiten des Piloten beim Regeln schneller, schwach stabiler oder sehr langsamer Vorgänge sowie im Blindflug.

Die Regelungsaufgaben lassen sich kurz wie folgt charakterisieren:

- genaue Bahnführung mit Hilfe von Navigationssystemen,
- automatische Durchführung von Flugmanövern zum Übergang auf neuen Kurs oder neue Höhe, von Warteschleifen, Manövern zur Kollisionsvermeidung usw.,
- selbstdärfender Ablauf von automatischem Anflug und automatischer Landung,
- Einhalten von Sicherheitsgrenzen (max. Anstellwinkel, max. Machzahl, Beschleunigung) zur Entlastung des Piloten von Überwachungsaufgaben,
- selbstdärfender Ablauf von Streckenflügen nach Flugplan (Anwahl von Funkstationen, Reglerbetriebsarten, Sollwerten),
- Berechnen optimaler Flugwege und Höhenprofile auf Grund von Flugzeugkonfiguration (Treibstoffvorrat, Beladung, Zeitplan) und Windverhältnissen.

Das alles ist auch heute noch nicht vollständig und ideal möglich und befindet sich in stetiger Entwicklung. Einerseits fehlen dem Automaten Erfahrung, Lernfähigkeit und Anpassungsfähigkeit, wie sie beispielsweise für den Anflug in einen Flughafen-Nahbereich bei hoher Flugverkehrsichte und Landefrequenz erforderlich sind. Andererseits ist die Datenübertragung und Kommunikation zum Boden und zu anderen Verkehrsteilnehmern noch wenig entwickelt und die Struktur von Entscheidungsfindung und Kommandoübermittlung der übergeordneten Hierarchieebene (der Flugsicherung) verbesserungsbedürftig. Aus diesen und anderen Gründen ist auch die Aufgabenteilung an Bord zwischen Pilot und Regler noch variabel konfigurierbar. Der Pilot kann zwischen den Betriebsarten manuellem und vollautomatischem Flug wählen. Bei letzterem hat er selbst nur noch überwachende Funktion.

1.4.3 Auslegungskriterien

Die Auslegung von Flugreglern hat sich weitgehend nach den Wünschen des Piloten als dem übergeordneten Regler auszurichten (vgl. Kap.11). Auf Grund von Erfahrung, Simulationsstudien und Flugversuchen wurden hierzu Flugeigenschaftskriterien erstellt, unter denen im militärischen Bereich vorwiegend die amerikanischen „*Military Specifications*“ Anwendung finden. Die Flugeigenschaftsforderungen sind im „Military Standard – Flying qualities of piloted aircraft – MIL-STD-1797A“ festgelegt, das auf dem früheren Dokument MIL F 8785C aufbaut. Forderungen für die Reglerfunktionen, Regelgenauigkeit und Stabilitätsreserve enthält die Spezifikation „Flight control system design – MIL F 9490“. Beide werden auch im zivilen Bereich als Referenz herangezogen. Grundlagen für die Zulassung von Reglern für Zivilflugzeuge sind die „Federal Aviation Regulations, FAR“ der amerikanischen Federal Aviation Administration (FAA), und zwar Part 23 und 25 und die europäischen Zulassungsvorschriften (*Certification Specifications*) CS-23, CS-25 und CS-AWO, die von der European Aviation Safety Agency (EASA) herausgegeben werden und mit den amerikanischen Vorschriften weitgehend harmonisiert sind. Sie werden ständig der technischen Entwicklung angepaßt.

Neben den Pilotenwünschen sind die Gegebenheiten der Flugphysik wesentliche Grundlage für die Auslegung von Flugreglern. Flugreglerstrukturen lassen sich deshalb weitgehend aus flugmechanischen Zusammenhängen erklären, wie es auch in diesem Buch geschieht. Auch die Anpassung von Reglerparametern an den Flugzustand und die neuesten Ansätze für nichtlineare Reglerfunktionen basieren auf Gesetzmäßigkeiten der Flugmechanik, der Physik der Atmosphäre und der Navigationssysteme.

Der dritte Komplex der Auslegungskriterien umfaßt Forderungen bezüglich der Genauigkeit der Lagehaltung und der Flugbahnführung. Er betrifft sowohl Toleranzgrenzen der Regelgenauigkeit unter verschiedenen Turbulenzbedingungen oder beim Wechsel der Flugbahn, als auch die Einhaltung einer vorgegebenen Flugbahn nach Ort und Zeit. Dabei sind die Genauigkeitsforderungen auf die Flugsituation abgestimmt. Sie sind relativ gering im Streckenflug und verschärfen sich mit Annäherung an den Boden bei Anflug und Landung.

Es ist sehr schwierig, die vielen, häufig sich widersprechenden Einzelforderungen in einem mathematisch formulierten Gütekriterium auszudrücken. Der Flugreglerentwurf kann sich deshalb auch nicht als globale Optimierung des Gesamtsystems vollziehen, sondern besteht vielmehr in einer schrittweisen (häufig iterativen) Auslegung der einzelnen Reglerfunktionen. Wegen der begrenzten Gültigkeit des mathematischen Modells ist ein rechnerischer Entwurf stets in Simulation und Flugversuch zu überprüfen und weiterzuentwickeln.

1.5 Aufbau von Flugregelungssystemen

Ein heutiges Flugregelungssystem faßt eine große Zahl von Reglerfunktionen zusammen, die aufeinander abgestimmt sind und vom Piloten in wechselnder Kombination eingesetzt werden können. Es ist eng mit dem Anzeigesystem verknüpft,

benutzt die gleiche Meßinformation und ist mit dessen Hilfe vom Piloten zu überwachen. Selbst die Betriebsarten- und Sollwertvorgabe ist häufig in die Anzeigen integriert. In modernen Verkehrsflugzeugen ist folgende typische Arbeitsteilung zwischen Pilot und Flugregler wählbar (vgl. Bild 1.34):

1. manueller Flug mit teilweiser Reglerunterstützung (*flight control*),
2. automatischer Flug: Bahn-Sollwertvorgabe mit automatischer Regelung aller untergeordneter Funktionen (*flight guidance*),
3. „gemanagter“ Flug: automatische Bahnführung einschließlich aller untergeordneten Regelungsaufgaben ohne Beteiligung des Piloten (*flight management*).

Dabei läßt sich der Pilot -wenn möglich- durch den Flight-Director unterstützen, der ihm die Kommandosignale des Autopiloten anzeigt, denen er im manuellen Flug selbst folgen kann oder die er im automatischen Flug zur Überwachung des Regelungssystems nutzt.

Die zugehörigen Systeme werden ausführlich in den Kapiteln 14 bis 18 behandelt. Um die Grundprinzipien dieser Flugreglertypen und ihr Zusammenwirken kennenzulernen, wird im folgenden je ein einfaches Beispiel auf der Grundlage der Gleichungen von Kap.1.3 eingeführt. Zur gerätetechnischen Ausführung von Flugregelungssystemen vgl. /Collinson 03/, /Moir Se 06/ und /Jukes 04/.

1.5.1 Dämpfer (*stability augmentation system*)

Die erste Aufgabe von Flugreglern besteht darin, mangelnde Dämpfung der Eigenbewegungen zu verbessern und den Einfluß von Böen abzumindern. Als Beispiel für die Behandlung solcher Regler in Kap.14 sei ein sogenannter Nickdämpfer vorgestellt. In Kap.1.3.3 ergab sich der Dämpfungsexponent der Anstellwinkelschwingerung zu $\sigma = 1/2(M_q + Z_\alpha)$. Das legt den Gedanken nahe, durch regelungstechnische Maßnahmen

- a) ein von q_K abhängiges Moment – künstliches M_q – oder
- b) einen von α abhängigen Zusatzauftrieb – künstliches Z_α

zu erzeugen. Eine Betrachtung des SFD's von Bild 1.21 ergibt, daß die erste Möglichkeit einfach realisierbar ist, sie ist in Bild 1.24 dargestellt. Abgesehen von einer evtl. Stellmotorverzögerung stellt die Messung der Nickgeschwindigkeit q_K mit Rückführung auf das Höhenruder η eine äußere Parallelverbindung zur „inneren Rückführung“ M_q dar.

Eine Überprüfung mit Hilfe der ÜF $\hat{g}_{q\eta}$ nach Gl.1.3.24 und 1.3.25 bestätigt die Überlegung, daß diese Rückführung dämpfungserhöhend wirkt. Die charakteristische Gleichung des Regelkreises (für negative Rückführung)

$$\hat{g}_{\text{Strecke}} \cdot \hat{g}_{\text{Regler}} + 1 = 0 \quad (1.5.1)$$

liefert

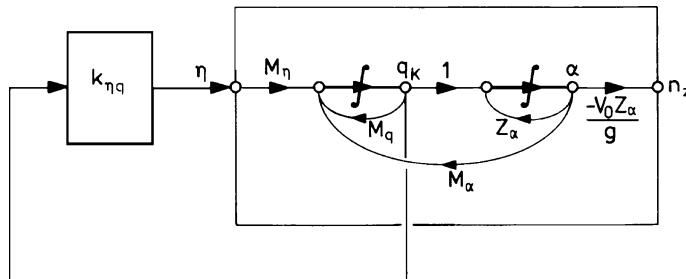


Bild 1.24 Rückführung $q_K \rightarrow \eta$ (Nickdämpfer) $k_{\eta q}$ = Regler plus Stellantrieb

$$\frac{M_\eta(s - Z_\alpha)}{s^2 - s(M_q + Z_\alpha) + M_q Z_\alpha + M_\alpha} k_{\eta q} + 1 = 0 \quad (1.5.2)$$

$$s^2 + s(-M_q + k_{\eta q} M_\eta - Z_\alpha) + (M_q - k_{\eta q} M_\eta) Z_\alpha + M_\alpha = 0 \quad (1.5.3)$$

und bestätigt, daß die ursprüngliche Größe M_q durch

$$M'_q = M_q - k_{\eta q} M_\eta \quad (1.5.4)$$

ersetzt wurde. Aus den Vorzeichen von M_q und M_η folgt leicht das Vorzeichen der Rückführleitung: positives q_K muß einen positiven Ausschlag η , nämlich ein rückführendes Moment erzeugen. Der Wert von M_q gibt einen ersten Anhaltswert für die Rückführverstärkung $k_{\eta q}$. Beides ist bei der Vielfalt der Kombinationsmöglichkeiten von Meß- und Stellgrößen eine willkommene Hilfe.

Nach diesem ersten, aber wichtigen Ansatz ist die Dämpferrückführung weiter zu verfeinern. Zunächst sind die Modelle für Sensor und Stellsystem einzubeziehen, wie in Bild 1.25 angedeutet. Dann ist mit Hilfe ausführlicherer Gleichungen der Einfluß von Böenstörungen zu modellieren und ein Böenmodell zu definieren. Es wird sich dabei zeigen, daß dieser Regler auch hervorragend zur Störreduzierung geeignet ist. Auf Grund der Güteforderungen für die verschiedenen Ausgangsgrößen q_K ,

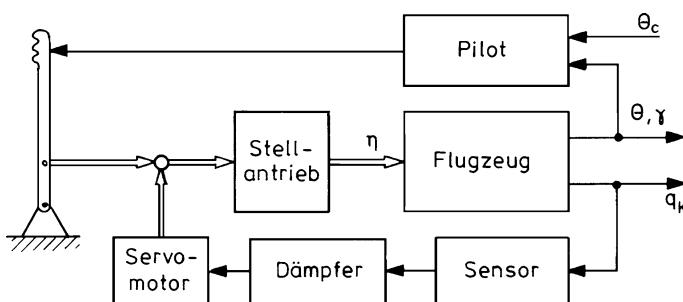


Bild 1.25 Zusammenwirken von Pilot und Dämpfer – Regelkreis

α und n_z ist dann ein Filter zu entwerfen, mit dem diese zufriedenstellend erfüllt werden. Hierfür sind Filter erster (z. B. PDT₁) oder zweiter Ordnung i. allg. ausreichend, diese werden meist mit Frequenzbereichs-Verfahren (z. B. an Hand von Bodediagrammen) ausgelegt. Schließlich ist die Beeinflussung elastischer Freiheitsgrade durch den Dämpfer zu untersuchen.

Der resultierende Regler (Dämpfer) hat nur untergeordnete Aufgaben. Lagestabilisierung und Bahnführung bleiben entsprechend Bild 1.25 weiterhin Aufgabe des Piloten. Dazu muß eine direkte Verbindung zwischen Steuerknüppel und Höhenruder bzw. Ruderstellantrieb bestehen bleiben. Außerdem soll der Dämpfer den Piloten bei der Steuerung so wenig wie möglich behindern. Das läßt sich nicht ganz vermeiden, da der Dämpfer jeder Nickgeschwindigkeit entgegenarbeitet, also auch der, die der Pilot zur Bahnsteuerung mit dem Höhenruder erzeugt.

Letzteres begrenzt die im Dämpfer realisierbare Reglerverstärkung auf relativ kleine Werte, die gerade für die Aufgabe der Dämpfungserhöhung ausreichen. Um ein Parallelarbeiten von Dämpfer und Pilot zu erreichen, wird der mechanische Ausgang des Regler-Servomotors so in das Steuergestänge eingeleitet, daß Dämpfer- und Pilotenkommandos sich überlagern, aber eine Rückwirkung des Dämpferausgangs auf den Steuerknüppel vermieden wird. Das hat den Vorteil, daß der Pilot den Dämpfer völlig ignorieren kann und seine Wirkung nur aus der modifizierten Flugzeugdynamik wahrnimmt. Das Zusammenwirken von Pilot und Dämpfer ist ebenfalls in Bild 1.25 veranschaulicht. Daran wird deutlich, daß der Dämpfer vom Piloten als übergeordnetem Regler her gesehen im Rückführzweig sitzt und er keine Führungsgröße hat (Sollwert $q_{Kc} = 0$). Beides unterstreicht die vom regelungstechnischen Standpunkt her vorhandene Sonderstellung des Dämpfers.

Das Grundprinzip der Modifizierung der Flugeigenschaften durch Regelung wurde im militärischen Bereich unter Heranziehung neuer Stellgrößen ausgebaut bis zur völligen Abhängigkeit des Flugzeugsverhaltens von automatischen Systemen (*control configured vehicle*, CCV). Die Einführung elektrischer Übertragung der Steuersignale des Piloten (*fly-by-wire*) hat die Möglichkeiten dazu enorm ausgeweitet. Im zivilen Bereich wird ebenfalls versucht, den Kompromiß zwischen Flugeigenschaften und Flugleistungen durch Einsatz von Regelung zu verbessern. Ein Beispiel ist die Verringerung der „statischen Stabilität“ des Basisflugzeugs (zur Widerstandsreduzierung) bei gleichzeitiger künstlicher Stabilisierung. Solche unter dem Namen „Aktive Regelung“ bekannten Flugregler werden in Kap.15 näher behandelt.

1.5.2 Lageregler

Die Basisbetriebsart des Autopiloten stellt die Lagestabilisierung dar (vgl. Kap.14), die die Rückführung des Lagewinkels (hier Θ) auf eine geeignete Stellgröße erfordert. Das SFD von Bild 1.21 sagt aus, daß das Höhenruder hierfür bestens geeignet ist, die alleinige Rückführung $\Theta \rightarrow \eta$ aber zu Stabilitätsproblemen führt. Letztere Aussage läßt sich gleichermaßen von der Zustandstheorie ableiten, die nahelegt, alle (hier drei) Zustandsgrößen zurückzuführen, als auch von der „klassischen“ Theorie,

die feststellt, daß eine PIT_2 -Regelstrecke (vgl. Gl.1.3.24) bei Ausgangsrückführung instabil werden kann (Nyquist-Stabilitätskriterium).

Beide Ansätze legen die zusätzliche Rückführung der zeitlichen Ableitung der Regelgröße ($q_K = \dot{\Theta}$) nahe (PD-Regler), und so ist auch der Nicklage-Regler stets auf dem Nickdämpfer aufgebaut. Mit Θ sind die beiden Zustandsgrößen α_K und γ (in fester Zuordnung) erfaßt, so daß sich eine dritte Rückführung erübrigert. Dieser Grundüberlegung schließt sich in gleicher Weise wie beim Dämpfer ein ausführlicher Reglerentwurf an.

Bild 1.26 veranschaulicht die Zuordnung zwischen Pilot, Lageregler und Dämpfer. Da es nur einen Luftfahrzeugführer an Bord geben kann, muß der Pilot jetzt die Führung an den Autopiloten abgeben, er wird diesen aber wie einen Flugschüler überwachen. Wie beim Schulflugzeug bewegt der Autopilot den Steuerknüppel des „Fluglehrers“ mit, so daß dieser die Aktivität des Autopiloten direkt verfolgen und nötigenfalls unmittelbar eingreifen kann. Damit der Pilot ihn überdrücken kann, greift der Autopilot über eine Rutschkupplung ein. Die Funktion des Dämpfers ist unverändert geblieben.

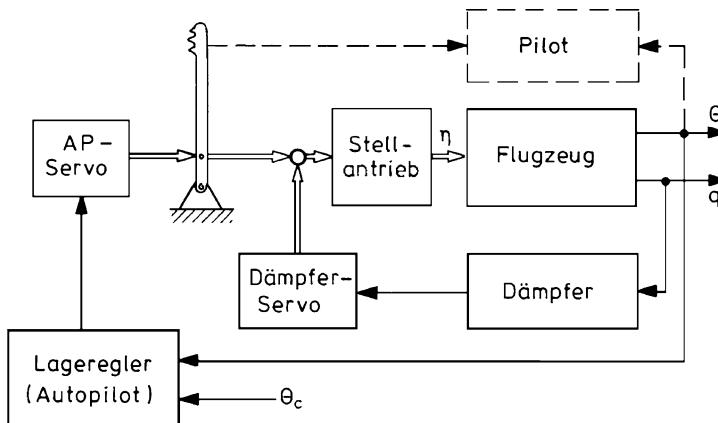


Bild 1.26 Lageregler

Der Lageregler ist noch ein recht primitiver Regler. Er hat einen festen Sollwert Θ_c , den der Pilot von Zeit zu Zeit nach den Anforderungen der Flugbahn verstellt. Diese Art der Bahnführung ist indirekt und damit umständlich und sie entlastet den Piloten jeweils nur für kurze Zeit. Mit Gl.1.2.8 und 1.3.1 gilt ohne Wind bei etwa stationärer Fluggeschwindigkeit und kleinem Bahnwinkel

$$\dot{H} \equiv V_0 \gamma \equiv V_0(\Theta - \alpha), \quad (1.5.5)$$

Diese Gleichung sagt aus, daß selbst bei exakter Lagehaltung die Flugbahn nicht konstant bleibt, sondern daß Störungen des Anstellwinkels durch Böen auf den Bahnwinkel durchschlagen und dadurch die Höhe auswandert. Eine weitere

Entlastung des Piloten ist also nur durch eine Regelung des Bahnwinkels γ oder der Höhe H zu erreichen. Dieses stellt die nächst höhere Stufe der Autopilotenfunktion dar, vgl. Kap.16.

1.5.3 Höhenregler

Bild 1.27 gibt das SFD von Bild 1.21 unter Hinzufügen von Gl.1.5.5 wieder. Daraus läßt sich sowohl nach der Zustandstheorie als auch nach dem klassischen Ansatz der Kaskadenregelung übereinstimmend folgern, daß eine Höhenregelung direkt als äußere Regelschleife auf einer Lageregelung aufgebaut werden kann, sofern diese genügend Stabilitätsreserve liefert. Aus dieser Tatsache folgt die übliche geräte-technische Lösung, daß ein Höhenregler einfach auf den unveränderten Lageregler „aufgeschaltet“ wird. Bild 1.28 zeigt, daß der Höhenregler dabei den vorher festen Sollwert Θ_c des Lagereglers durch eine variable Führungsgröße ersetzt.

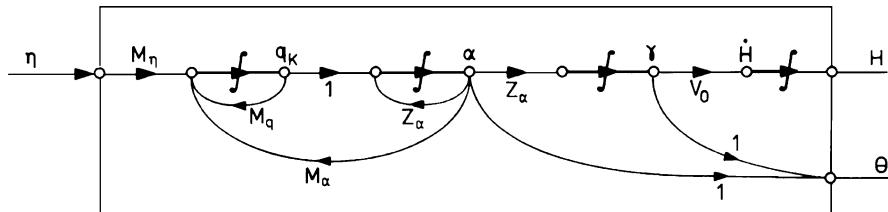


Bild 1.27 Vereinfachtes SFD zwischen Höhenruder und Höhe ($V_A = \text{const.}$)

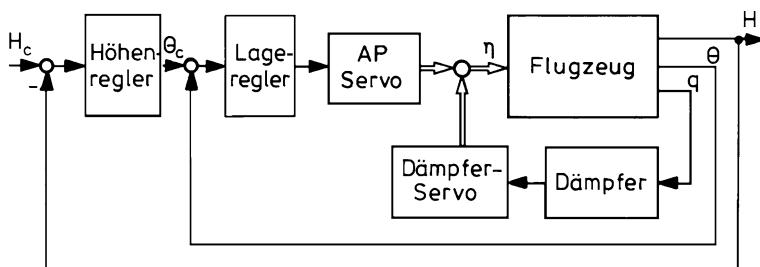


Bild 1.28 Höhenregler als Kaskadenregelung

Das Zusammenwirken mit dem Piloten behält die Struktur von Bild 1.26. Der Pilot beteiligt sich nicht direkt am Regelsvorgang, sondern gibt nur einen festen Höhen sollwert vor. In stationären Flugphasen ist er damit völlig von der Höhenhaltung entlastet. Da der Höhenregler aber nur für das Ausregeln kleiner Abweichungen von einer festen Bezugshöhe ausgelegt ist, muß ihn der Pilot bei jeder größeren Änderung der Flughöhe abschalten, das Übergangsmanöver selbst durchführen und den

Regler nach Stabilisieren der neuen Flughöhe mit neuem Sollwert wieder einschalten. Will man diese mühsame Vorgehensweise ebenfalls automatisieren, so muß der Höhenregler durch zusätzliche Funktionen erweitert werden.

1.5.4 Automatische Führung auf gekrümmter Flugbahn

Die Autopilotenfunktion *altitude acquire* ist ein gutes Beispiel für viele neue Ansätze zur variablen Flugbahnhaltung, wie sie in Kap. 17 näher behandelt werden. Wird bei der Wahl einer neuen Sollhöhe eine große Höhendifferenz erzeugt, so würde ein Regler nach Bild 1.28 einen entsprechend großen Lagesollwert Θ_c generieren und das Flugzeug entweder überziehen oder in den Sturzflug überführen. Um das zu verhindern, muß das Höhensignal begrenzt werden, beispielsweise auf einen Wert, der einer Lageänderung von $\Theta_c = \pm 10^\circ$ entspricht. Das hat zur Folge, daß sich das Flugzeug mit konstanter Vertikalgeschwindigkeit der neuen Höhe nähert. Etwa 60 m vor Erreichen des neuen Sollwertes schaltet der Regler um und führt das Flugzeug auf einer Übergangsbahn in den Horizontalflug über. Bei Erreichen der Sollhöhe schaltet der Regler wieder zurück auf normale Höhenhaltung nach Bild 1.28.

In einem Digitalrechner läßt sich dieses Problem elegant lösen. Der gewünschte Bahnverlauf $H_c(x)$ bei größerer Höhenänderung ist in Bild 1.29a dargestellt. Auf eine Übergangsphase mit begrenztem Lastvielfachem $n_z \sim \dot{\gamma} \sim \ddot{H}$ folgt ein Steigflug mit begrenzter (konstanter) Steiggeschwindigkeit \dot{H} . Diese Sollbahn wird im Regler generiert, der auch die Abweichungen davon ausregelt. Das Einfliegen auf die neue Höhe H_2 geschieht wieder mit konstanter Verzögerung \ddot{H} . Letzteres ist ein Randwertproblem, wie aus dem Zustandsdiagramm von Bild 1.29b hervorgeht.

Während des Steigfluges muß ständig (durch schnelle Vorausrechnung) geprüft werden, wann der Zeitpunkt für das Umschalten auf die „Bremsparabel“ gekommen ist, mit der die neue Höhe H_2 erreicht wird.

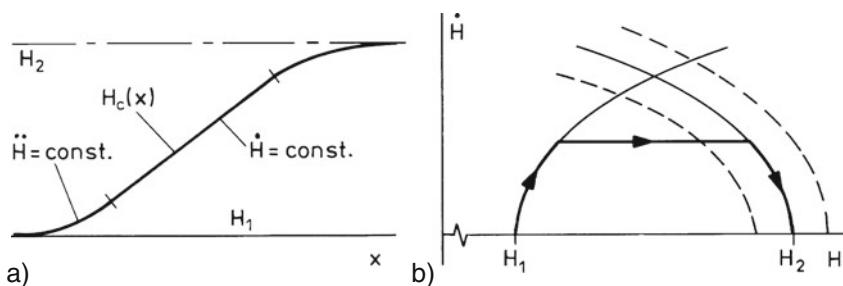


Bild 1.29 Höhen-Übergangsbahn, a) Bahnverlauf, b) Zustandsdiagramm

Der Sollbahnverlauf wird in einem mathematischen Modell realisiert, das als „Führungsgrößengenerator“ bezeichnet wird. Das führt auf einen Systemaufbau nach Bild 1.30. Der Pilot hat jetzt nur noch den neuen Höhensollwert H_2 und den Zeitpunkt t_0 zum Beginn des Manövers einzugeben.

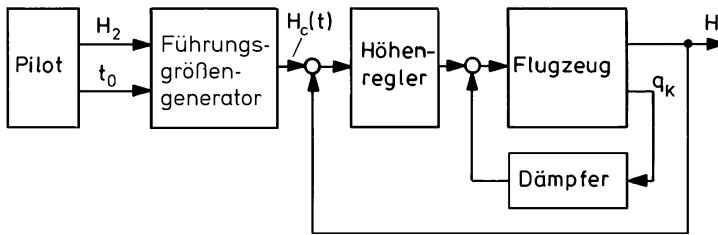


Bild 1.30 Höhenregler mit Fürührungsgrößengenerator

Wird eine solche Bahnänderung allein mit dem Höhenruder durchgeführt, so würde nach Gl. 1.2.10 die Fluggeschwindigkeit in unzulässiger Weise absinken. Voraussetzung dafür ist also eine koordinierte Fahrtregelung unter Einsatz des Triebwerksschubes. Wegen des begrenzten Arbeitsbereichs des Höhenruders ist zusätzlich ein Trimm-Regler nötig, der mit Hilfe des Höhenleitwerks-Einstellwinkels i_H den Momentenhaushalt reguliert.

Das Gesamtsystem für diese noch relativ einfache Aufgabe ist jetzt schon ein Regler mit drei Stellgrößen (η , δ_F , i_H) und wenigstens sieben Meßgrößen (q_K , Θ , \dot{H} , H , \ddot{H} , V_A , \ddot{x}), der eine Vielzahl von Filtern und linearen wie nichtlinearen Regelalgorithmen enthält.

1.5.5 Vorgaberegelung (Fly-by-Wire)

Abschließend soll eine weitere Sonderform der Flugregler eingeführt werden, die nach erfolgreichem Einsatz im militärischen Bereich in zunehmendem Maße auch in zivilen Transportflugzeugen eingesetzt wird. Sie wird in Kap. 18 näher ausgeführt.

Der krasse Gegensatz bezüglich der Pilotenaktivität zwischen dem Dämpferbetrieb (manuelle Steuerung mit minimaler Reglerunterstützung) und dem Autopilotenbetrieb (Vorgabe fester Sollwerte) hat frühzeitig zu Überlegungen geführt, die Vorteile beider Konzepte miteinander zu verbinden. Die Idee besteht darin, dem Piloten eine Bahnführung über seine primären Bedienelemente (*control stick*, *control wheel*) zu ermöglichen bei gleichzeitiger Erledigung aller untergeordneten Regelungsaufgaben durch einen Flugregler. Dazu mußte ein bis dahin unumstößliches Grundprinzip aufgegeben werden: die direkte mechanische Verbindung zwischen Steuerhorn und Rudern bzw. Ruderstellantrieben. Denn nur dann läßt sich ein Führungssignal vom primären Bedienelement ableiten und als elektrisches Signal durch den Regler zu einem eindeutigen Stellsignal verarbeiten. Diese revolutionierende Maßnahme bedeutet also, daß der Regler (im Gegensatz zu Bild 1.25 und 1.26) zwischen Pilot und Flugzeug tritt und der Pilot das Flugzeug über eine rein elektrische Verbindung steuert. Diese Systemlösung wird als „Fly-by-Wire“ bezeichnet und wurde nach vielen kompromißreichen Zwischenlösungen im Airbus A320 zum ersten Mal in einem zivilen Transportflugzeug realisiert. Eine dieser Zwischenlösungen ist das „Control Wheel Steering“, CWS, das zuerst in der

Boeing 737 (Erstflug 1964) und dann auch in verschiedenen anderen Flugzeugtypen eingesetzt wurde.

Das Grundprinzip soll an einem einfachen Beispiel erläutert werden. Ein Nachteil des Dämpfers ist, daß er die Manövrierfähigkeit behindert, da er bestrebt ist, den Sollwert $q_{Kc} = 0$ einzuhalten. Wird unter der Voraussetzung einer elektrischen Steuerkette der Sollwert q_{Kc} vom Steuerknüppelkommando abgeleitet, so entfallen diese Nachteile. Bild 1.31 macht deutlich, daß der Regler nunmehr (vom Piloten her gesehen) im Vorwärtszweig angeordnet ist. Damit folgt er den Führungskommandos des Piloten, und zwar um so besser, je größer seine Reglerverstärkung ist. Letzteres kommt einer wirksameren Böenlastminderung zugute. Ein weiterer Vorteil liegt darin, daß der Regler-Servo entfällt, seine Funktion übernimmt nach Bild 1.31 der Ruder-Stellantrieb.

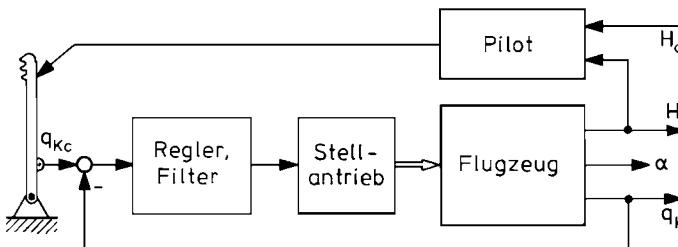


Bild 1.31 Nickgeschwindigkeits-Vorgaberegler (Fly-by-Wire)

Die jetzt mögliche Filterung bzw. Modifizierung des Piloten-Stellsignals liefert einen zusätzlichen Freiheitsgrad für die Optimierung des Reglers, dieser kann im gesamten Betriebsbereich des Flugzeugs annähernd ein gewünschtes Modellverhalten erzeugen und somit das Flugzeugverhalten gemäß den Wünschen des Piloten harmonisieren. Das Kommando des Piloten lässt sich auf diese Weise auch begrenzen, um zu verhindern, daß dieser unbeabsichtigt den erlaubten Flugbereich verläßt. Der Pilot steuert das Flugzeug bei einer Vorgaberegelung nicht mehr direkt über das Höhenruder, sondern mit Hilfe der Nickgeschwindigkeit, sozusagen „durch den Regler hindurch“.

1.5.6 Gesamt-Regelungssystem

Auch das Gesamt-Regelungssystem als Zusammenfassung aller bisher besprochenen Einzelfunktionen hat einen hierarchischen Aufbau, der einer Kaskadenregelung entspricht. Bild 1.32 gibt zunächst einen Überblick über die verschiedenen Aufgaben-Ebenen und das zugehörige Zusammenwirken von Pilot und Regler. Die einzelnen Ebenen sind wie folgt charakterisiert:

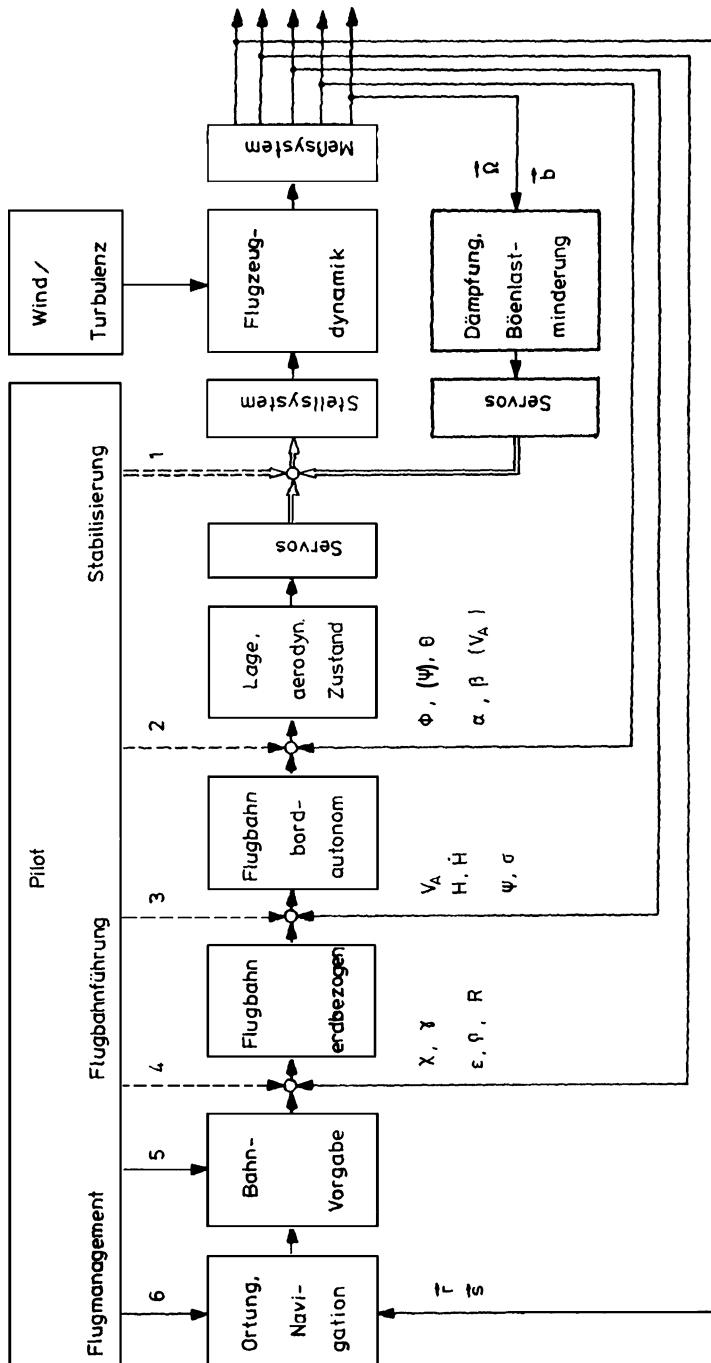


Bild 1.32 Hierarchie der Flugführungsauflage
Sollwerte: 1 Drehraten, Beschleunigung
2 Flugzeuglage, aerodynamischer Zustand
5 Weispunkte, Radials, Flughöhe
4 fliegbare Bahn

3 Flugbahnpараметer
6 Flugplan, Verkehrssituation

Ebene 1

- Aufgabe: Erhöhung der Eigendämpfung der Flugzeugbewegung und Böenlastminderung („Dämpfer“),
 Regelgrößen: Drehraten ($\vec{\Omega}$) und Beschleunigungsmessersignale (\vec{b}),
 Piloteneingriff: über die primären Bedienelemente – manueller Flug mit Dämpferunterstützung oder Vorgaberegelung.

Ebene 2

- Aufgabe: Stabilisierung des aerodynamischen Zustandes und der Fluglage („Basisregler“),
 Regelgrößen: Anstell- und Schiebewinkel (α, β), Längslagewinkel und Hängewinkel (Θ, Φ),
 Piloteneingriff: über primäre Bedienelemente (Vorgaberegelung) oder über Reglerbediengerät („Autopilot“-Basisbetriebsart).

Ebene 3

- Aufgabe: Stabilisierung der Flugbahn mit konventionellen, bordautonomen Mitteln (einfacher Autopilot),
 Regelgrößen: Flugbahnpараметer, d. h. Fahrt V_A , barometrische Höhe H , Steuerkurs Ψ ,
 Piloteneingriff: über Reglerbediengerät.

Ebene 4

- Aufgabe: Führung von Fahrt und Höhe gleichzeitig auf erdbezogener Flugbahn (verbesserter Autopilot mit Vortriebsregler),
 Regelgrößen: Flugbahnwinkel (Trägheitsreferenz), Peilung und Entfernung zu Bodenstationen (Funknavigation),
 Piloteneingriff: über Reglerbediengerät, Anzeigen und Navigations-Bediengeräte.

Ebene 5

- Aufgabe: Definition einer fliegbaren Bahn nach Ort und Zeit,
 Regelgrößen: Wegpunkte, Standlinien, Flughöhe,
 Piloteneingriff: Navigationsgeräte, Bediengerät des Flight-Management-Systems

Ebene 6

- Aufgabe: Flugwegplanung nach Verkehrs- und Wettersituation und nach Vorgaben der Flugsicherung,
 Regelgrößen: Flugablauf,
 Piloteneingriff: Bediengerät des Flight-Management-Systems, Funkverkehr mit Bodenkontrollstellen.

Die beiden folgenden Bilder geben einen Überblick über den Aufbau heutiger Flugführungssysteme und zwar jeweils in einer konventionellen und einer fortschrittlichen Anordnung. Bild 1.33 stellt schematisch den seit 1975 in größeren Verkehrsflugzeugen mit mechanischer Steuerung üblichen Flugregleraufbau dar („Automatic Flight Control System“, AFCS).

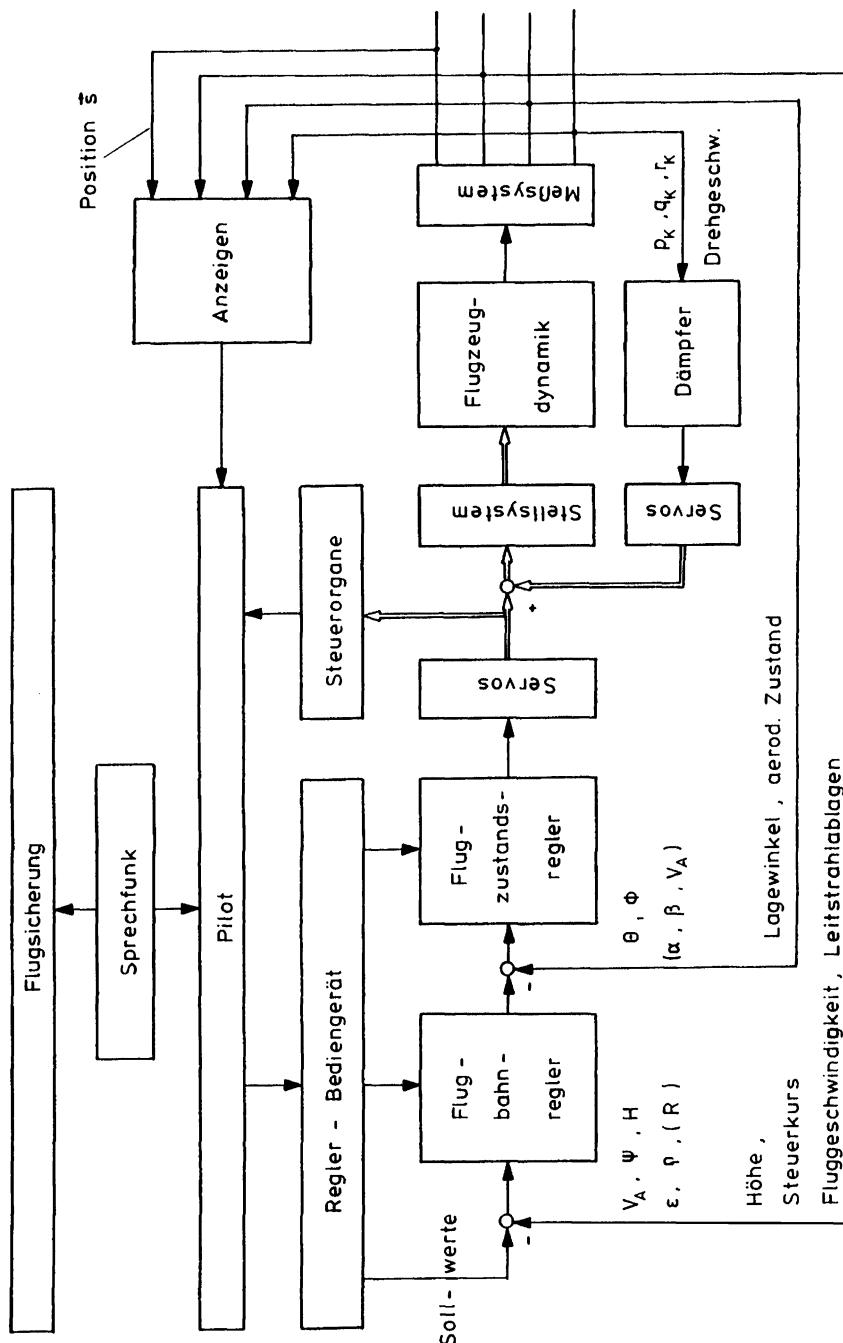


Bild 1.33 Konventionelles Flugführungssystem (Stand 1975), einfache Verbindungslinien sind als elektrische Verbindung zu verstehen, doppelte Linien als mechanische Verbindung

Die unterste der vier Ebenen enthält die Dämpferfunktion in den drei Bewegungssachsen. Die zweite Ebene des Flugzustandsreglers dient der weiteren Verbesserung des Flugzeugverhaltens (z. B. der Kurvenkoordinierung, Trimmung usw.) und der Regelung der momentanen Fluglage in Längs- und Seitenbewegung. Sie stellt die Basis-Betriebsarten des Autopiloten bereit. Die dritte Ebene beinhaltet die Flugbahnregelung und dient der Regelung des Bahngeschwindigkeitsvektors nach Größe und Richtung, sowie der Höhen- und der Kursregelung. Hierin sind alle höheren Betriebsarten des Autopiloten enthalten.

Seit 1980 wurde diese Systemarchitektur wesentlich weiterentwickelt. Neben der Einführung elektrischer Steuerung wurden Einzelregler schrittweise zu größeren Einheiten zusammengefaßt, ohne allerdings den hierarchischen Aufbau grundlegend zu verändern. Bild 1.34 gibt hierzu einen Überblick.

Die unterste Ebene der Dämpferfunktion ist durch eine Vorgaberegelung ersetzt, die zur Aufgabe der Dämpfung und Störunterdrückung auch die der Begrenzung von Flugzustandsgrößen wahrnimmt. Eine mechanische Steuerung entfällt und der Pilot steuert die Flugbahn über das innere Regelungssystem „*Flight Control Computer*“, (FCC). Das Steuerhorn ist durch einen kleinen Seitenbediengriff (*sidestick*) ersetzt. Flugzustands- und Flugbahnregler sind zum „*Flight Guidance Computer*“, (FGC) zusammengefaßt. Dieser enthält alle Reglerfunktionen für Längs- und Seitenbewegung, so daß ein vollständig verkoppeltes Flugregelungssystem möglich wird. Pilot und FGC geben alternativ die Führungswerte für die untere Ebene vor.

Die Funktionen der Navigationsrechnung und Flugwegplanung bilden eine neue, obere Hierarchieebene. Diese stellt die Ist- und Sollwerte für die Flugbahn aus der Messung der Flugzeugposition (Ortung) und den Vorgaben der Flugüberwachung zur Verfügung. In letzter Zeit wurde diese Ebene erweitert durch Funktionen der Bahnoptimierung und der Ablaufsteuerung für den Autopiloten („*Flight Management System*“). Während früher der Pilot die Sollwerte manuell vom Navigationsystem in das Flugregelungssystem übertragen mußte, existiert heute eine direkte Schnittstelle zwischen beiden Ebenen, wodurch beide wesentlich enger miteinander verknüpft sind. Der Pilot wird dadurch weiter entlastet.

Eine direkte Datenverbindung zwischen dem bodengebundenen Flugsicherungssystem und den Bordsystemen („*Data Link*“) würde die Koordinierung zwischen den beiden obersten Hierarchieebenen wesentlich verbessern und eine weitere Automatisierung ermöglichen. Wegen der schwierigen, weltweit erforderlichen Standardisierung und der notwendigen Anwendung auf alle Luftverkehrsteilnehmer hat sich die Einführung einer solchen Datenverbindung immer wieder verzögert.

Die Kapitel 19 und 20 dieses Buches geben im Rahmen verfügbarer Informationen einen Überblick über den heutigen Stand von Flugregelungssystemen. Sie zeigen, daß mit Einführung von Fly-by-wire, Digitalisierung und Flight-Management der „Flugschüler“ erwachsen geworden ist. Ihm werden heute hunderte von Passagieren über weite Bereiche eines Langstreckenfluges anvertraut. In Kapitel 21 wird der Entwicklungsprozeß beschrieben, mit dem Flugregelgesetze entworfen, in Algorithmen umgesetzt und in die Bordrechner integriert und getestet werden.

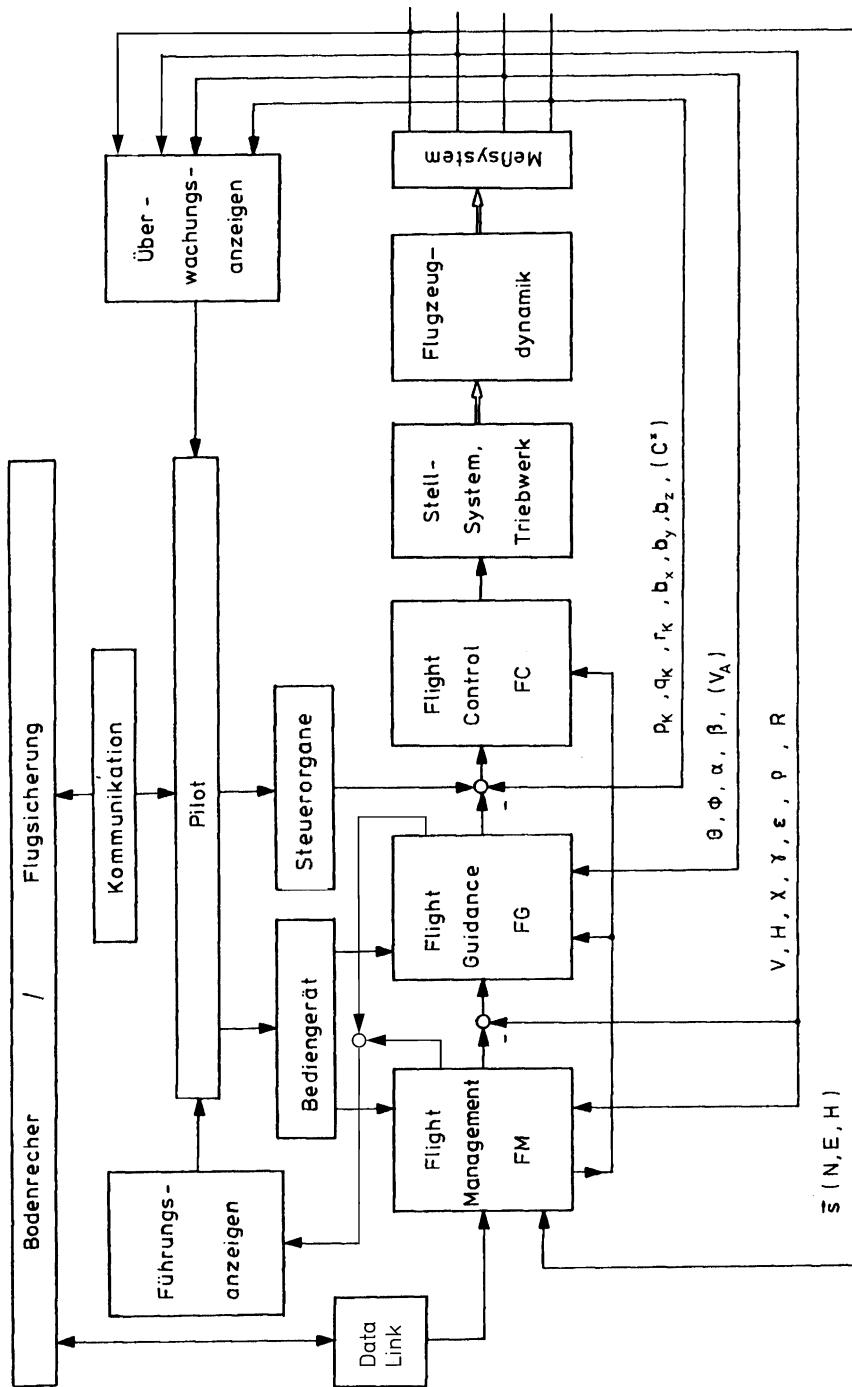


Bild 1.34 Rechnergestütztes Flugführungssystem (Stand 1990)

Literaturverzeichnis zu Kapitel 1

- Abzug, M.J., Larrabee, E.E.: Airplane stability and control – a history of the technologies that made aviation possible. Cambridge University Press, Cambridge 1997.
- Bramwell, A.R.S.: Helicopter dynamics. Edward Arnold, London 1976.
- Collinson, R.P.G.: Introduction to avionics systems. Kluwer Academic Publishers, Boston/Dordrecht/London 2003.
- Cooper, G.E., Harper, R.P.: The use of pilot rating in the evaluation of aircraft handling qualities. NASA TN D-5153, Wahington 1969.
- Doetsch, K.H.: Probleme der automatischen Steuerung von Flugzeugen. Jahrbuch der WGLR, S.72–78, 1955.
- Gerlach, O.H.: Calculation of the response of an aircraft to random atmospheric turbulence. Part I and II, Techn. University Delft Rept. VTH 138/139, 1968.
- Howard, R.W.: Automatic flight control in fixed wing aircraft, the first 100 years. Aeronautical Journal, S.533–562, 1973.
- Johannsen, G.: Mensch-maschine-systeme. Springer, Berlin 1993.
- Johnson, W.: Helicopter theory. Princeton University Press, Princeton 1980.
- Jukes, M.: Aircraft display systems. Professional Engineering Publishing Ltd, Bury St. Edmunds 2004.
- Koppe, H.: Probleme der Luftfahrzeugführung in Forschung, Lehre und Prüfung. Vortrag zur 25-Jahr-Feier des braunschweigischen Institutes für Luftfahrtmeßtechnik und Flugmeteorologie, Braunschweig, 8.3.1956.
- Kracheel, K.: Flugführungssysteme – Blindfluginstrumente, Autopiloten, Flugsteuerungen. Bernard & Graefe, 1993.
- Maxim, H.: Artificial and natural flight. Whittacker, London 1908.
- McRuer, D., Graham, D.: Eighty years of flight control – triumphs and pitfalls of the systems approach. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 4, no. 4 S. 353–362, 1981.
- Moir, I., Seabridge A.: Civil avionics systems. Wiley, New York 2006.
- Oertel, H., Körner, H. (Hrsg.): Orbital transport, technical, meteorological and chemical aspects. 3. Braunschweig Aerospace Symposium, Springer, 1991.
- Oppelt, W., Vossius, G.: Der Mensch als Regler. VEB Verlag Technik, Berlin 1970.
- Oppelt, W.: Die Flugzeugkurssteuerung im Geradeausflug. Luftfahrtforschung Bd. 14, S.270–282, 1937.
- Oppelt, W.: Zur Geschichte der Flugregler. Z. Luftfahrt International, S.360–362, 1982.
- Oppelt, W.: Über die Entwicklung der Flugregler in Deutschland. Z. Luftfahrt International, S.23–27 und 71–75, 1982.
- Pélegelin, M., Hollister, W.M. (Hrsg.): Concise encyclopedia of aeronautics and space systems. Pergamon Press, Oxford 1993.
- Pélegelin, M.: Aeronautics and space systems. In: Atherton, D.P., Borne P. (Hrsg.): Concise Encyclopedia on Modelling and Simulation, Pergamon-Press, Oxford 1991.
- Schänzer, G.: Design criteria for flight control systems. ICAS-paper 86–5.3.2, London 1986.
- Schmidt, L.V.: Introduction to aircraft flight dynamics. Naval Postgraduate School, AIAA Education Series, 1998.
- Seckel, E.: Stability and control of airplanes and helicopters. Academic Press, New York 1964.
- Stepniewski, W.Z., Keys, C.N.: Rotary-wing aerodynamics. Dover, New York 1984.
- Swolinsky, M.: Beiträge zur Modellierung von Scherwind für Gefährdungsuntersuchungen. Dissertation TU Braunschweig, 1986.
- Thomas, F.: Grundlagen der Auslegung von Segelflugzeugen. Motorbuch-Verlag, Stuttgart 1984.
- Wiesel, W.E.: Spaceflight dynamics. McGraw-Hill, New York 1989.
- Wiren, J.F.: Geschichtliches zur Entwicklung der Flugregelung. Z. Luftfahrttechnik 4, 1958.

Kapitel 2

Definition der Bewegungsgrößen

Die Flugzeugbewegung wird durch Kräfte und Momente generiert. Diese werden durch Kraft- und Momentenvektoren mathematisch beschrieben. Zur Beschreibung der Flugzeugbewegung werden die Vektoren von Geschwindigkeit, Drehgeschwindigkeit, Beschleunigung und Drehbeschleunigung benutzt. Dazu kommen Lagewinkel und Position. Die große Zahl von Variablen, die zur Beschreibung benötigt wird, muß sauber definiert und einem übersichtlichen Ordnungsschema unterworfen werden. Dazu werden Koordinatensysteme so definiert, daß in ihnen die Darstellung bestimmter Vektoren besonders einfach wird. Für die Aufstellung der Bewegungsgleichungen müssen die Vektoren in ein ausgewähltes Achsenkreuz transformiert werden. Diese Transformationen sind von der relativen (zeitabhängigen) Winkellage der Achsenkreuze abhängig. Die dabei auftretenden Winkel und deren Änderungsgeschwindigkeiten sind zugleich Zustands- und Meßgrößen der Flugzeugbewegung.

Die vorliegende Darstellung folgt, soweit nicht anders angegeben, der ausführlichen Norm [/DIN 9300 – 1 bis 7/ „Flugmechanik“](#) bzw. der internationalen Norm [/ISO 1151 – 1 bis 9/](#). Die Größen zur Beschreibung von Flugzeugposition und -kurs werden aus der Norm [/DIN 13312/ „Navigation“](#) übernommen, allerdings nicht die Formelzeichen, da sie nicht mit [/DIN 9300/](#) koordiniert sind. Den deutschen Bezeichnungen wird bei ihrer Einführung die englische Bezeichnung in Klammern (kursiv) nachgestellt. Die wesentlichen Bezeichnungen flugtechnischer und Regelungstechnischer Größen sind in der Zeichenerklärung im Anhang A.4 zusammengestellt. Eine umfangreiche Tabelle mit deutschen sowie englischen Bezeichnungen und Definitionen ist auf der im Vorwort angegebenen Internetseite zu finden. Einige Größen werden zusätzlich zur allgemeinen Norm definiert, das ist insbesondere in den Abschnitten [2.2.4](#), [2.4](#) und [2.6](#) der Fall. Die Erde wird als ruhend und die Erdoberfläche als eben angenommen, d. h. die erdfesten Koordinaten gelten als inertiale Referenz. Auf eine Definition von geozentrischen Koordinaten für die Großkreis- oder die Satellitennavigation wird verzichtet.

2.1 Bezeichnungen

Alle am Flugzeug wirkenden gerichteten Größen werden als Vektoren beschrieben, ihre Komponenten werden mit leicht merkbaren Buchstabenfolgen bezeichnet (vgl. Bild 1.3). Die verwendeten Koordinatensysteme (Achsenkreuze) sind rechtwinklig (orthogonal) und rechtshändig, vgl. /DIN 9300 – 1/. Ihre x -Achse weist nach „vorn“, ihre z -Achse nach „unten“ und ihre y -Achse folglich nach „rechts“ (Steuerbord). Die flugzeugfesten Achsen sind damit festgelegt. Die übrigen Achsenkreuze sind nach einem der Vektoren ausgerichtet und bedürfen jeweils einer zusätzlichen Festlegung. Das erdlotfeste Achsenkreuz, das auch als geodätisches bezeichnet wird, ist beispielsweise mit seiner z -Achse durch den Gewichtsvektor festgelegt, die beiden übrigen Achsen liegen damit in der Horizontalebene. Mit einer zusätzlichen (nicht genormten) Festlegung ist das Achsenkreuz in geeigneter Weise, z. B. nach magnetisch Nord, auszurichten.

Die Vektoren für Position \vec{s} , Geschwindigkeit \vec{V} , resultierende Kraft \vec{R} und Lastvielfaches \vec{n} werden wie folgt in Komponenten zerlegt:

$$\text{Position} : \vec{s} = [x \ y \ z]^T \quad (2.1.1)$$

$$\text{Geschwindigkeit: } \vec{V} = [u \ v \ w]^T \quad (2.1.2)$$

$$\text{Kraft} : \vec{R} = [X \ Y \ Z]^T \quad (2.1.3)$$

$$\text{Lastvielfaches} : \vec{n} = [n_x \ n_y \ n_z]^T. \quad (2.1.4)$$

Die Kräfte werden nach ihrer physikalischen Ursache unterschieden:

\vec{R}^A – resultierende aerodynamische Kraft,

\vec{F} – resultierende Schubkraft,

\vec{G} – Gewichtskraft (*weight*).

Winkelgeschwindigkeiten, Momente und ihre Komponenten sind positiv bei Rechtsdrehung um die betreffende Achse (Korkenzieherregel). Sie werden wie folgt bezeichnet:

$$\text{Moment} : \vec{Q} = [L \ M \ N]^T \quad (2.1.5)$$

$$\text{Winkelgeschwindigkeit: } \vec{\Omega} = [p \ q \ r]^T. \quad (2.1.6)$$

Bei den Momenten unterscheidet man:

\vec{Q}^A – resultierendes aerodynamisches Moment,

\vec{Q}^F – resultierendes Schubmoment.

Die Bewegungen um die Achsen x , y und z werden als Rollen (*roll*), Nicken (*pitch*) und Gieren (*yaw*) bezeichnet, daher wird auch geschrieben:

- L – Rollmoment (*rolling moment*),
- q – Nickgeschwindigkeit (*pitch rate*) usw.

Die Drehlage des Flugzeugs gegenüber der Erde wird durch die Eulerwinkelfolge Ψ , Θ und Φ beschrieben, deren Drehachsen kein rechtwinkliges Koordinatensystem bilden. Um sie zusammenzufassen, wird ein allgemeiner Vektor eingeführt, der wie ein Zustandsvektor durch Unterstrichen gekennzeichnet ist:

$$\underline{\Phi} = [\Phi \ \Theta \ \Psi]^T. \quad (2.1.7)$$

Als Geschwindigkeitsvektoren werden unterschieden:

- \vec{V}_K – Bahngeschwindigkeit (*flight path velocity*): Translationsgeschwindigkeit des Flugzeugs gegenüber der Erde,
- \vec{V}_A – Fluggeschwindigkeit (*airspeed*), auch Fahrt: Translationsgeschwindigkeit des Flugzeugs gegenüber der Luft (entgegen [DIN 9300](#) wird der Index A zur deutlicheren Kennzeichnung verwendet),
- \vec{V}_W – Windgeschwindigkeit (*wind velocity*): Translationsgeschwindigkeit der Luft gegenüber der Erde.

Zur Indizierung gilt generell die Definition:

- A – aerodynamische (Relativ-) Größen, Index entbehrlich,
- K – Bahngrößen,
- W – Windgrößen,
- F – Schubgrößen.

Zur genauen Unterscheidung der Vektorkomponenten in unterschiedlichen Koordinatensystemen werden zusätzlich folgende Indizes verwendet:

- f – flugzeugfeste (körperfeste) Koordinaten (*body axes*), Index entbehrlich,
- a – flugwindfeste (aerodynamische) Koordinaten (*aerodynamic axes*),
- k – flugbahnfeste Koordinaten (*flight path axes*),
- g – erdlotfeste (geodätische) Koordinaten (*earth axes*),
- r – flugzielfeste (Peilvektor-) Koordinaten (*bearing axes*).

Die Massenverteilung im Flugzeug ändert sich je nach aktuellem Treibstoffvorrat und Beladung. Deshalb ist die Lage von Schwerpunkt und Trägheitsachsen zeitabhängig, so daß eine genaue Festlegung der Achsenmodelle schwierig ist. Als Referenz wird für jedes Flugzeug ein geometriefestes Koordinatensystem (Bezugsachsensystem) definiert, dessen x -Achse in der Flugzeugsymmetrieebene festliegt und als dessen Ursprung entweder die Flugzeugnase oder der Schnittpunkt der Flügelvorderkante mit der x -Achse gewählt wird. Wegen der Elastizität des Flugzeugs liefert auch das nur für einen bestimmten Belastungsfall, z. B. beim Stand am Boden, eine genaue Referenz.

Beim Aufstellen flugmechanischer Bewegungsgleichungen werden zur Vereinfachung alle Koordinatensysteme auf den momentanen Schwerpunkt bezogen. Die Ausrichtung des flugzeugfesten Achsenkreuzes ist unterschiedlich, üblich ist es, die x -Achse parallel zur Rumpflängsachse und die z -Achse in die Flugzeugsymmetrieebene nach unten zu legen. Bei der Bestimmung der Gleichungsparameter aus flugmechanischen Datensätzen ist deren genaue Definition (d. h. das zugrundeliegende Koordinatensystem) zu berücksichtigen. Die flugmechanischen Beiwerte werden u. a. als Funktion der Schwerpunktllage (in % der Flügeltiefe) angegeben.¹

2.2 Flugmechanische Größen

Die Winkel zwischen den im folgenden eingeführten Koordinatensystemen sind Zustandsgrößen der Flugzeuggbewegung und sind deshalb wichtig für die Herleitung des Gleichungssystems in den [Kapiteln 3 und 5](#). Alle Koordinatensysteme haben ihren Ursprung im Flugzeugschwerpunkt. Sie führen also die gleiche Translationsbewegung aus wie das Flugzeug, während ihre Drehlage an verschiedene Kraft- oder Geschwindigkeitsvektoren gebunden ist, s. auch [/Schulz Lu 54/](#). Die folgenden Abschnitte dienen der Einführung dieser Koordinaten und der zugehörigen Transformationen und zugleich der genauen Definition aller Größen.

Neben den vollständigen Gleichungen werden Näherungen für den überwiegend vorliegenden Fall angegeben, daß die Geschwindigkeitsvektoren \vec{V}_A und \vec{V}_K nur kleine Winkel mit der Flugzeugglängsachse bilden, d. h. daß die Winkel α , β , $(\Theta - \gamma)$ und $(\chi - \psi)$ klein sind (Definitionen s. u.). Damit wird eine erhebliche Vereinfachung der Transformationsmatrizen erzielt. Generell werden hier Winkel bis zu 10° als klein angenommen und Produkte kleiner Winkel bei Näherungen vernachlässigt, da der Fehler bei der Linearisierung kleiner als 1% ist bei

$$\sin x = x \quad \text{bis } 12^\circ \quad \text{und} \quad \cos x = 1 \quad \text{bis } 8^\circ .$$

2.2.1 Festlegung der Flugzeuglage gegenüber der Erde

Um die Flugzeuglage im Raum zu beschreiben, oder um z. B. den senkrecht zur Erdhorizontalen wirkenden Gewichtsvektor in flugzeugfesten Koordinaten auszudrücken, ist eine Transformation zwischen dem geodätischen und dem flugzeugfesten Achsensystem über eine Folge von Eulerwinkeln nötig, wie sie in Bild [2.1](#) gezeigt ist. Deren Namen und Bezeichnungen lauten nach [/DIN 9300 – 1/](#):

¹ Bei Navigationsaufgaben ist es oft zweckmäßig, neben dem erdfesten (geodätischen) Achsensystem mit flugzeugfestem Ursprung (Index g) ein zu diesem paralleles Achsensystem mit erdfestem Ursprung einzuführen. [/DIN 9300 – 1/](#) unterscheidet diese beiden Möglichkeiten nicht mehr durch den Index, während die frühere Luftfahrtvornorm das erdfeste geodätische Achsensystem mit dem Index „g0“ kennzeichnete.

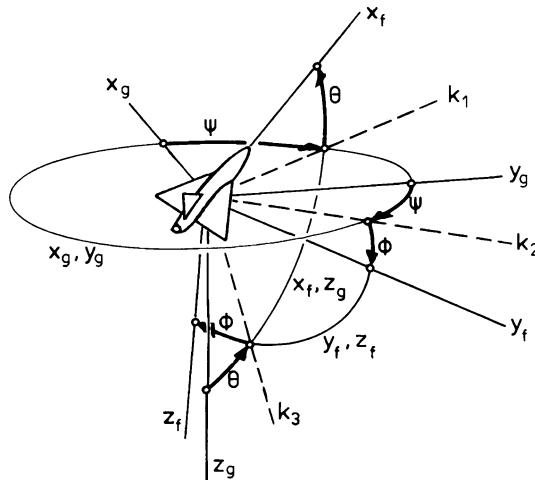


Bild 2.1 Geodätische und flugzeugfeste Koordinaten

- Ψ – Azimut, Steuerkurs (*azimuth, heading*), auch Gierwinkel; Drehachse z_g ,
- Θ – Längsneigung (*pitch angle*), auch Nickwinkel; Drehachse k_2 ,
- Φ – Hängewinkel (*bank angle*), auch Rollwinkel, Querneigung; Drehachse x_f .

Es handelt sich hierbei um die x-Folge, d. h. als erstes werden die x -Achsen ineinander überführt. Damit sind auch die Drehachsen festgelegt, um die die Eulerwinkel definiert sind. Die Transformationsmatrix von erdlotfesten (g) in flugzeugfeste Koordinaten (f) mit der Drehfolge Ψ, Θ, Φ lautet

$$\underline{M}_{fg} = \underline{M}_{gf}^T = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \Phi & \sin \Phi \\ 0 & -\sin \Phi & \cos \Phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \Theta & 0 & -\sin \Theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \Theta & 0 & \cos \Theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \Psi & \sin \Psi & 0 \\ -\sin \Psi & \cos \Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (2.2.1)$$

Wegen der Orthogonalität der Transformationsmatrizen ist ihre Inverse gleich ihrer Transponierten. Sie werden hier nach den Einzeldrehungen aufgeschlüsselt, die ausmultiplizierte Version findet sich im [Anhang A.1.3](#). Mit Gl.2.2.1 wird beispielsweise der Gewichtsvektor in flugzeugfesten Koordinaten ausgedrückt durch

$$\vec{G}_f = \underline{M}_{fg} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin \Theta \\ \sin \Phi \cos \Theta \\ \cos \Phi \cos \Theta \end{bmatrix} mg. \quad (2.2.2)$$

2.2.2 Festlegung des Bahngeschwindigkeitsvektors

Der Bahngeschwindigkeitsvektor \vec{V}_K des Flugzeugs ist gegenüber der Erde festgelegt durch die Winkel (vgl. [/DIN 9300 – 2/](#)):

- χ – Bahnazimut (*flight-path azimuth*), Drehachse z_g ,
- γ – Bahnneigungswinkel (*angle of climb*), auch Bahnwinkel, Drehachse y_k .

Das in Bild 2.2 gezeigte flugbahnfeste Koordinatensystem ist mit seiner x -Achse nach \vec{V}_K ausgerichtet, seine y -Achse liegt in der Erdhorizontalen. Die Transformationsmatrix vom erdlotfesten in das bahnfeste Koordinatensystem beinhaltet daher nur zwei Drehungen (Drehfolge χ, γ). Sie lautet

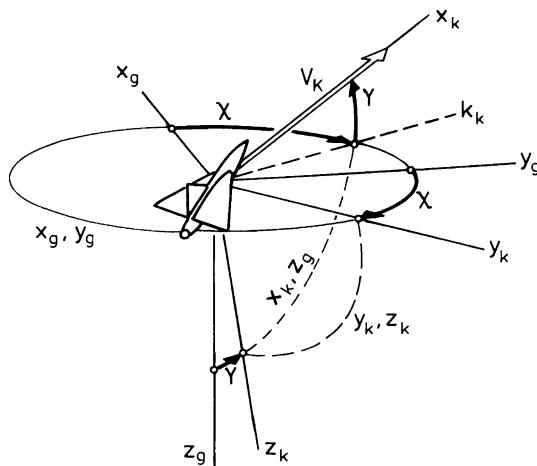


Bild 2.2 Bahngeschwindigkeitsvektor in erdlotfesten Koordinaten

$$\underline{M}_{kg} = \underline{M}_{gk}^T = \begin{bmatrix} \cos \gamma & 0 & -\sin \gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \gamma & 0 & \cos \gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \chi & \sin \chi & 0 \\ -\sin \chi & \cos \chi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (2.2.3)$$

Damit gilt für den Vektor der Bahngeschwindigkeit in erdlotfesten Achsen

$$\vec{V}_{Kg} = \underline{M}_{gk} \vec{V}_{Kk} = \underline{M}_{gk} \begin{bmatrix} V_K \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \chi \\ \cos \gamma \sin \chi \\ -\sin \chi \end{bmatrix} V_K. \quad (2.2.4)$$

Um \vec{V}_K in flugzeugfesten Achsen anzugeben, ist eine zweifache Transformation über insgesamt fünf Winkel nötig

$$\underline{M}_{fk} = \underline{M}_{fg}(\Phi, \Theta, \Psi) \cdot \underline{M}_{gk}(\gamma, \chi) . \quad (2.2.5)$$

Diese lautet unter der Voraussetzung, daß die Winkel zwischen Bahngeschwindigkeitsvektor und Flugzeulgängsachse und damit auch die Winkel $(\Theta - \gamma)$ und $(\Psi - \chi)$ klein sind

$$\underline{M}_{fk} = \begin{bmatrix} 1 & (\chi - \Psi) \cos \gamma \cos \Phi + (\Theta - \gamma) \sin \Phi & (\Theta - \gamma) \cos \Phi - (\chi - \Psi) \cos \gamma \sin \Phi \\ -(\chi - \Psi) \cos \Theta & \cos \Phi - (\chi - \Psi) \sin \Theta \sin \Phi & -(\chi - \Psi) \sin \Theta \cos \Phi - \sin \Phi \\ -(\Theta - \gamma) & (\chi - \Psi) \sin \gamma \cos \Phi + \sin \Phi & \cos \Phi - (\chi - \Psi) \sin \gamma \sin \Phi \end{bmatrix}^T . \quad (2.2.6)$$

Als Alternative zu dieser Transformation wird nach [/Brockhaus 85/](#) die Eulerwinkelfolge

- β_K – Bahnschiebewinkel, Drehachse z_k ,
- α_K – Bahnstellwinkel, Drehachse k_{1k} ,
- μ_K – Bahnhangewinkel, Drehachse x_f

eingeführt mit der Drehfolge $-\beta_K, \alpha_K, \mu_K$, vgl. Bild 2.3. Diese Winkel werden später im Gleichungssystem zu Zustandsgrößen gewählt, vgl. [Gl.7.2.11](#) und [Gl.7.2.13](#). Mit ihnen lautet die Transformationsmatrix

$$\underline{M}_{fk} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \mu_K & \sin \mu_K \\ 0 & -\sin \mu_K & \cos \mu_K \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \alpha_K & 0 & -\sin \alpha_K \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha_K & 0 & \cos \alpha_K \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \beta_K & -\sin \beta_K & 0 \\ \sin \beta_K & \cos \beta_K & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} . \quad (2.2.7)$$

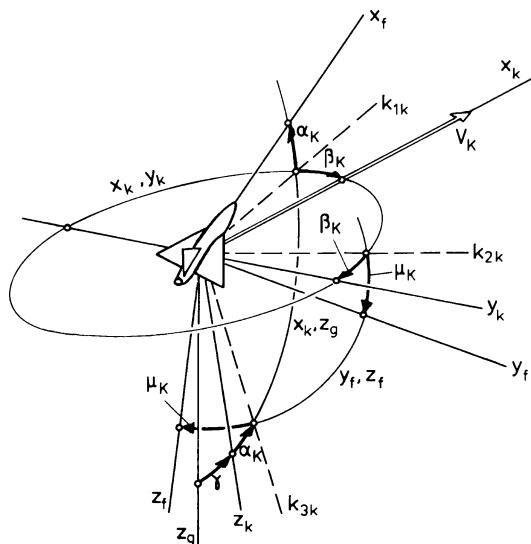


Bild 2.3 Bahngeschwindigkeitsvektor in flugzeugfesten Koordinaten

Werden α_K und β_K ebenfalls als klein angenommen, so vereinfacht sich die Matrix zu

$$\underline{M}_{fk} = \begin{bmatrix} 1 & -\beta_K & -\alpha_K \\ \alpha_K \sin \mu_K + \beta_K \cos \mu_K & \cos \mu_K & \sin \mu_K \\ \alpha_K \cos \mu_K - \beta_K \sin \mu_K & -\sin \mu_K & \cos \mu_K \end{bmatrix}. \quad (2.2.8)$$

Die Winkel α_K und β_K legen nach Bild 2.3 die Drehungen fest, mit denen der Vektor \vec{V}_K in die x_f -Achse überführt werden kann. Bei kleinem Hängewinkel Φ ist meist auch μ_K klein, dann werden die Komponenten von \vec{V}_K in flugzeugfesten Achsen sehr einfach

$$\vec{V}_{Kf} = \underline{M}_{fk} \begin{bmatrix} V_K \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 \\ \alpha_K \sin \mu_K + \beta_K \cos \mu_K \\ \alpha_K \cos \mu_K - \beta_K \sin \mu_K \end{bmatrix} V_K \approx \begin{bmatrix} 1 \\ \beta_K \\ \alpha_K \end{bmatrix} V_K. \quad (2.2.9)$$

Unter der Bedingung, daß sowohl $(\chi - \Psi)$ als auch Θ und γ klein sind, ergeben sich aus dem Komponentenvergleich der Matrizen nach Gl.2.2.6 und Gl.2.2.8 die folgenden wichtigen Winkelbeziehungen:

$$\begin{aligned} \beta_K &= \chi - \Psi, \\ \alpha_K &= \Theta - \gamma, \\ \mu_K &= \Phi. \end{aligned} \quad (2.2.10)$$

2.2.3 Festlegung der aerodynamischen Größen

Die auf das Flugzeug wirkende resultierende Luftkraft \vec{R}^A zerfällt im aerodynamischen Achsenkreuz in drei zueinander senkrecht stehende Komponenten, die Bild 2.4 zeigt. Diese sind nach /DIN 9300 – 1/ wie folgt definiert:

$$\begin{aligned} W &= -X_a^A \quad \text{Widerstandskraft (drag), in Gegenrichtung zu } \vec{V}_A \text{ (neg. } x_a\text{-Richtung),} \\ Q &= Y_a^A \quad \text{Querkraft (side force), in } y_a\text{-Richtung,} \\ A &= -Z_a^A \quad \text{Auftriebskraft (lift), innerhalb der Flugzeug-Symmetrieebene} \\ &\quad \text{senkrecht zu } \vec{V}_A \text{ (negative } z_a\text{-Richtung).} \end{aligned}$$

Alternativ wird in experimentellen Achsen (s. u.) definiert:

$$\begin{aligned} W_e &= -X_e^A \\ Q_e &= Y_e^A. \end{aligned}$$

Das hierfür eingeführte aerodynamische Koordinatensystem hat den Fluggeschwindigkeitsvektor \vec{V}_A als x -Achse, seine y -Achse liegt in der $x_a y_f$ -Ebene. Es bildet mit den flugzeugfesten Koordinaten die Winkel:

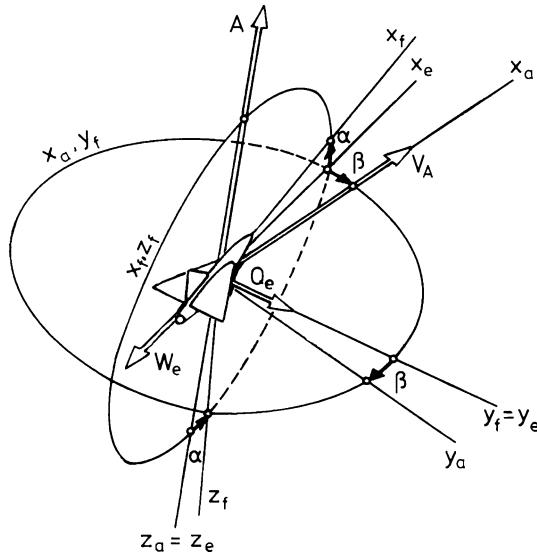


Bild 2.4 Aerodynamische Größen in flugzeugfesten Koordinaten

- α – Anstellwinkel (*angle of attack*), Drehachse y_f ,
- β – Schiebewinkel (*sideslip angle*), Drehachse z_a .

Die physikalische Erklärung von Anstell- und Schiebewinkel wird in [Kapitel 3](#) gegeben.

Die Kraftbeiwerte (C_W , C_Q , C_A) sind entsprechend den Kraftkomponenten W , Q und A in aerodynamischen Achsen definiert. In [/DIN 9300 – 1/](#) wird allerdings empfohlen, die Beiwerte in körperfesten Koordinaten anzugeben. In der französischen und häufig auch in der angelsächsischen Literatur werden statt dessen die Beiwerte C_x , C_y und C_z verwendet. Diese sind in Richtung der flugzeugfesten Achsen positiv definiert, so daß mit Gl.[2.2.14](#) (s. u.) gilt

$$\begin{bmatrix} C_x \\ C_y \\ C_z \end{bmatrix} = M_{fa} \begin{bmatrix} -C_W \\ C_Q \\ -C_A \end{bmatrix} \approx \begin{bmatrix} -C_W - \beta C_Q + \alpha C_A \\ C_Q - \beta C_W \\ -C_A - \alpha C_W \end{bmatrix}. \quad (2.2.11)$$

Im Windkanal gemessene aerodynamische Beiwerte werden meist in experimentellen Achsen (*experimental axes*) mit dem Index e angegeben. Die Richtung von x_e ist festgelegt durch die Projektion des Fluggeschwindigkeitsvektors \bar{V}_A in die $x_f z_f$ -Ebene; außerdem ist $y_e = y_f$ und $z_e = z_a$ (vgl. Bild [2.4](#)). Es ist immer genau zu prüfen, in welchen Koordinaten die aerodynamischen Beiwerte gegeben sind. Sie sind gegebenenfalls umzurechnen. Die Transformationsmatrix von aerodynamischen in experimentelle Achsen lautet

$$\underline{M}_{\text{ea}} = \underline{M}_{\text{ae}}^T = \begin{bmatrix} \cos \beta & -\sin \beta & 0 \\ \sin \beta & \cos \beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.2.12)$$

und von experimentellen in körperfeste Achsen

$$\underline{M}_{\text{fe}} = \underline{M}_{\text{ef}}^T = \begin{bmatrix} \cos \alpha & 0 & -\sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix}. \quad (2.2.13)$$

Für die Transformation von aerodynamischen in flugzeugfeste Achsen (Drehfolge $-\beta, \alpha$) gilt

$$\underline{M}_{\text{fa}} = \underline{M}_{\text{fe}} \underline{M}_{\text{ea}} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & -\cos \alpha \sin \beta & -\sin \alpha \\ \sin \beta & \cos \beta & 0 \\ \sin \alpha \cos \beta & -\sin \alpha \sin \beta & \cos \alpha \end{bmatrix} \approx \begin{bmatrix} 1 & -\beta & -\alpha \\ \beta & 1 & 0 \\ \alpha & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (2.2.14)$$

hierin können α und β für den Normalflugbereich als klein ($< 10^\circ$) angenommen werden. Die Komponenten des Fluggeschwindigkeitsvektors in körperfesten Achsen lauten demnach

$$\vec{V}_{\text{Af}} = \begin{bmatrix} u_{\text{A}} \\ v_{\text{A}} \\ w_{\text{A}} \end{bmatrix}_{\text{f}} = \underline{M}_{\text{fa}} \begin{bmatrix} V_{\text{A}} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta \\ \sin \beta \\ \sin \alpha \cos \beta \end{bmatrix} V_{\text{A}} \approx \begin{bmatrix} 1 \\ \beta \\ \alpha \end{bmatrix} V_{\text{A}}. \quad (2.2.15)$$

Nach Gl.2.2.15 stehen die Komponenten von \vec{V}_{A} in folgendem Zusammenhang zu V_{A} , α und β

$$V_{\text{A}} = \sqrt{u_{\text{Af}}^2 + v_{\text{Af}}^2 + w_{\text{Af}}^2}, \quad (2.2.16)$$

$$\alpha = \arctan \left(\frac{w_{\text{Af}}}{u_{\text{Af}}} \right), \quad (2.2.17)$$

$$\beta = \arcsin \left(\frac{v_{\text{Af}}}{V_{\text{A}}} \right). \quad (2.2.18)$$

Das aerodynamische Moment wird üblicherweise in flugzeugfesten Achsen in seine Komponenten aufgespalten, diese sind definiert als

L_{f}^{A} – aerodynamisches Rollmoment – um die x_{f} -Achse,

M_{f}^{A} – aerodynamisches Nickmoment – um die y_{f} -Achse,

N_{f}^{A} – aerodynamisches Giermoment – um die z_{f} -Achse.

Die Drehlage des aerodynamischen Achsenkreuzes gegenüber den erdlotfesten Achsen wird durch die drei Eulerwinkel:

χ_A – Flugwindazimut (*air-path azimuth angle*), Drehachse z_g ,

γ_A – Flugwindneigungswinkel (*air-path inclination angle*), Drehachse k_{2a} ,

μ_A – Flugwindhängewinkel (*air-path bank angle*), Drehachse x_a

festgelegt (vgl. [/DIN 9300 – I/](#) und Bild 2.5). Die y_a -Achse liegt dabei in der $x_a y_f$ -Ebene (vgl. Bild 2.6). Da der Index A auf die Größe V_A hinweist und nicht

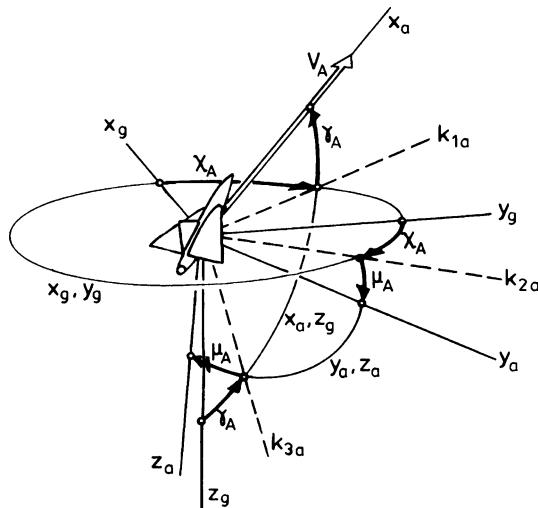


Bild 2.5 Aerodynamische Größen in erdlotfesten Koordinaten

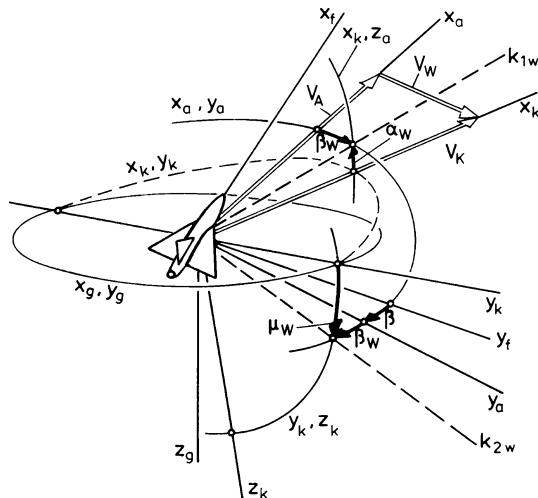


Bild 2.6 Definition der Windwinkel

auf ein Koordinatensystem, wird er hier im Unterschied zu [/DIN 9300 – 1/](#) groß geschrieben. Die entsprechende Transformation lautet (Drehfolge χ_A, γ_A, μ_A)

$$\underline{M}_{\text{ag}} = \underline{M}_{\text{ga}}^T = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \mu_A & \sin \mu_A \\ 0 & -\sin \mu_A & \cos \mu_A \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \gamma_A & 0 & -\sin \gamma_A \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \gamma_A & 0 & \cos \gamma_A \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \chi_A & \sin \chi_A & 0 \\ -\sin \chi_A & \cos \chi_A & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (2.2.19)$$

2.2.4 Winkel zur Beschreibung des Windeinflusses

Der Windvektor \vec{V}_W bestimmt die Differenz zwischen Fluggeschwindigkeit und Bahngeschwindigkeit nach der einfachen Beziehung, vgl. Bild [2.6](#)

$$\vec{V}_A = \vec{V}_K - \vec{V}_W. \quad (1.2.18)$$

Um den Windeinfluß auf die aerodynamischen Größen zu beschreiben, ist eine Transformation zwischen aerodynamischen und flugbahnenfesten Achsen nötig, d.h. eine Winkelfolge, die \vec{V}_A in \vec{V}_K überführt. Die zugehörige Transformationsmatrix

$$\underline{M}_{\text{ka}} = \underline{M}_{\text{kg}} \underline{M}_{\text{gf}} \underline{M}_{\text{fa}} \quad (2.2.20)$$

ist sehr aufwendig. Zur ihrer Vereinfachung und für die spätere anschauliche Darstellung des Windeinflusses wird entsprechend den Definitionen von Bild [2.6](#) die Eulerwinkelfolge $\beta_W, -\alpha_W, -\mu_W$ eingeführt (vgl. [/Brockhaus 85/](#)) mit

- β_W – Wind-Schiebewinkel, Drehachse z_a ,
- α_W – Wind-Anstellwinkel, Drehachse k_{2W} ,
- μ_W – Wind-Hängewinkel, Drehachse x_k .

Die zugehörige Transformationsmatrix lautet

$$\underline{M}_{\text{ka}} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \mu_W & -\sin \mu_W \\ 0 & \sin \mu_W & \cos \mu_W \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \alpha_W & 0 & \sin \alpha_W \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \alpha_W & 0 & \cos \alpha_W \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \beta_W & \sin \beta_W & 0 \\ -\sin \beta_W & \cos \beta_W & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (2.2.21)$$

Sie hat bis auf die Vorzeichen den gleichen Aufbau wie $\underline{M}_{\text{fk}}$ in Gl.[2.2.7](#). Bei Annahme kleiner Winkel α_W und β_W gilt

$$\underline{M}_{\text{ka}} = \begin{bmatrix} 1 & \beta_W & \alpha_W \\ \alpha_W \sin \mu_W - \beta_W \cos \mu_W & \cos \mu_W & -\sin \mu_W \\ -\alpha_W \cos \mu_W - \beta_W \sin \mu_W & \sin \mu_W & \cos \mu_W \end{bmatrix}. \quad (2.2.22)$$

Aus dem Vergleich der Matrizen von Gl.2.2.22 mit Gl.2.2.20 (in ausgeschriebener Form) folgen für kleine Winkel Θ , γ und $(\chi - \Psi)$ nach /Brockhaus 85/ die Winkelbeziehungen

$$\begin{aligned}\beta_W &= -\beta + (\Theta - \gamma) \sin \Phi + (\chi - \Psi) \cos \Phi , \\ \alpha_W &= -\alpha + (\Theta - \gamma) \cos \Phi - (\chi - \Psi) \sin \Phi , \\ \mu_W &= \Phi ,\end{aligned}\quad (2.2.23)$$

bzw. für Schiebe- und Anstellwinkel mit Gl.2.2.10

$$\begin{bmatrix} \beta \\ \alpha \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \Phi & \sin \Phi \\ -\sin \Phi & \cos \Phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \beta_K \\ \alpha_K \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \beta_W \\ \alpha_W \end{bmatrix} . \quad (2.2.24)$$

Die erste Zeile von Gl.2.2.23 lautet vereinfacht (für $\Phi = 0$)

$$\chi = \Psi + \beta + \beta_W = \Psi + \beta_K . \quad (2.2.23a)$$

Die zweite Zeile wurde schon in Gl.1.3.1 in dieser Näherung angegeben.

2.2.5 Vereinfachte Darstellung der kinematischen Zusammenhänge

Unter bestimmten einschränkenden Annahmen lassen sich die meisten Vektoren in der Flugzeugsymmetrieebene oder der Erdhorizontalebene darstellen. Diese Annahmen führen zusammen mit der Entkopplung der aerodynamischen Kräfte und Momente in Kapitel 7 zur Aufspaltung des Gleichungssystems. Für die Darstellung in der Symmetrieebene in Bild 2.7 werden alle Winkel außerhalb der Symmetrieebene zu Null angenommen, so daß die Koordinatenachsen y_f , y_a , y_k und y_g zusammenfallen. Die beiden übrigen Ebenen (unsymmetrische oder Seitenbewegung) zeigt Bild 2.8. Darin ist Horizontalflug ($\gamma = 0$) und horizontaler Wind ($w_{Wg} = 0$) angenommen. Dadurch liegen die x_a - und die x_k -Achse in der Horizontalebene und die z_k - und z_g -Achse fallen zusammen. Trotzdem lassen sich nicht alle Größen in der $x_g y_g$ - und der $x_f z_f$ -Ebene darstellen. Die Projektionen der außerhalb der Zeichenebene liegenden Größen sind durch einen Strich gekennzeichnet. Die Winkelbeziehungen nach Gl.1.3.1 und 2.2.23a lassen sich aus Bild 2.7 und 2.8 ablesen.

2.2.6 Die Geschwindigkeitsgleichung

Die Beziehung zwischen den Vektoren der Bahn-, Flug- und Windgeschwindigkeit, Gl.1.2.18, ist eine wichtige Grundgleichung. Sie wird deshalb hier in verschiedenen Koordinatensystemen ausführlich angegeben. Sie lautet in flugzeugfesten Koordinaten

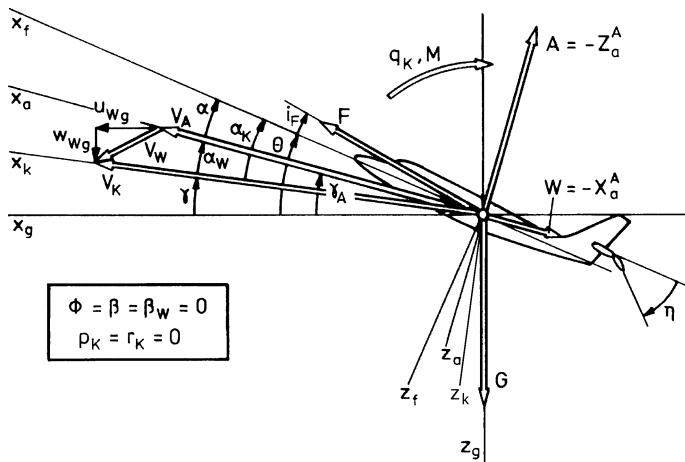


Bild 2.7 Zur Kinematik der Flugzeugglängsbewegung

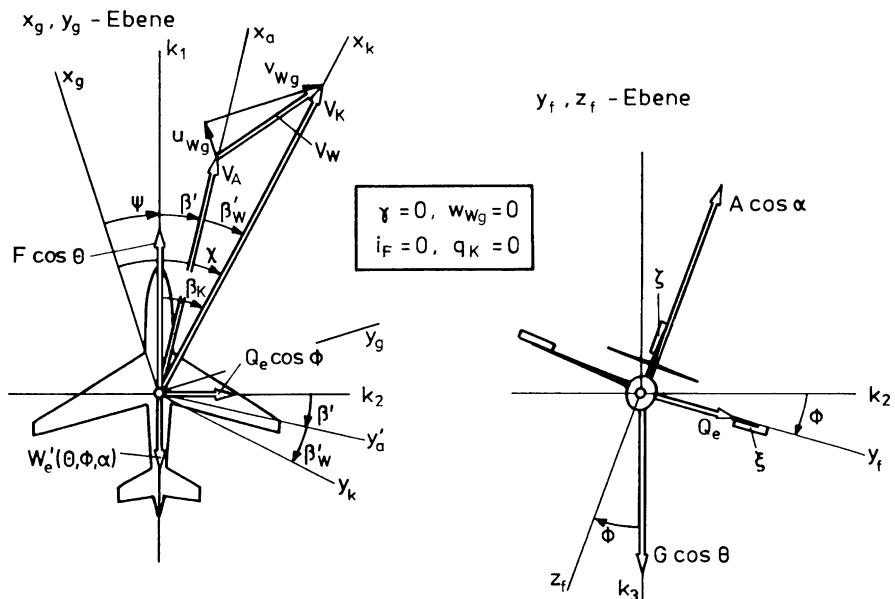


Bild 2.8 Zur Kinematik der Flugzeugseitenbewegung (mit ' gekennzeichnete Größen sind Projektionen der wahren Größen in die Zeichenebene)

$$\underline{M}_{fa} \vec{V}_{Aa} = \underline{M}_{fk} \vec{V}_{Kk} - \underline{M}_{fg} \vec{V}_{Wg}, \quad (2.2.25)$$

in Komponenten geschrieben

$$\begin{bmatrix} u_A \\ v_A \\ w_A \end{bmatrix}_f = \begin{bmatrix} u_K \\ v_K \\ w_K \end{bmatrix}_f - \underline{M}_{fg} \begin{bmatrix} u_W \\ v_W \\ w_W \end{bmatrix}_g \quad (2.2.26)$$

und ausführlich mit Gl.2.2.9 und 2.2.15 (wobei $\mu_K \approx \Phi$)

$$\begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta \\ \sin \beta \\ \sin \alpha \cos \beta \end{bmatrix} V_A = \begin{bmatrix} 1 \\ \alpha_K \sin \mu_K + \beta_K \cos \mu_K \\ \alpha_K \cos \mu_K - \beta_K \sin \mu_K \end{bmatrix} V_K - \underline{M}_{fg} \begin{bmatrix} u_{Wg} \\ v_{Wg} \\ w_{Wg} \end{bmatrix}. \quad (2.2.27)$$

Im folgenden werden die Windkomponenten u_W , v_W und w_W stets in erdlotfesten Achsen verstanden, der Index g wird daher generell weggelassen. Wird Gl.1.2.18 in flugbahnenfesten Koordinaten geschrieben

$$\underline{M}_{ka} \vec{V}_{Aa} = \vec{V}_{Kk} - \underline{M}_{kg} \vec{V}_{Wg}, \quad (2.2.28)$$

so lautet sie mit Gl.2.2.22 für kleine α_W und β_W

$$\begin{bmatrix} 1 \\ -\beta_W \cos \mu_W + \alpha_W \sin \mu_W \\ -\beta_W \sin \mu_W - \alpha_W \cos \mu_W \end{bmatrix} V_A = \begin{bmatrix} V_K \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} - \underline{M}_{kg} \begin{bmatrix} u_W \\ v_W \\ w_W \end{bmatrix}. \quad (2.2.29)$$

Hier wie in Gl.2.2.27 ist gegebenenfalls $\Phi \approx \mu_W \approx \mu_K$ einzusetzen. In erdlotfesten Koordinaten lautet Gl.1.2.18 schließlich

$$\underline{M}_{ga} \vec{V}_{Aa} = \underline{M}_{gk} \vec{V}_{Kk} - \vec{V}_{Wg} \quad (2.2.30)$$

und ausführlich mit Gl.2.2.3 und 2.2.19

$$\begin{bmatrix} \cos \gamma_A \cos \chi_A \\ \cos \gamma_A \sin \chi_A \\ -\sin \gamma_A \end{bmatrix} V_A = \begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \chi \\ \cos \gamma \sin \chi \\ -\sin \gamma \end{bmatrix} V_K - \begin{bmatrix} u_W \\ v_W \\ w_W \end{bmatrix}. \quad (2.2.31)$$

2.2.7 Die Drehgeschwindigkeitsgleichung

Der Vektor der Flugzeugdrehgeschwindigkeit (vgl. Definition in Kap.2.1) gegenüber dem Inertialraum (der Erde) hat die drei Komponenten Roll-, Gier- und Nickgeschwindigkeit (p_K , q_K , r_K) und ist definiert zu

$$\vec{\Omega}_K = [p_K \ q_K \ r_K]^T , \quad (2.2.32)$$

wobei hier in Anlehnung an die Bezeichnung V_K zur Verdeutlichung der Index K angefügt ist. Der Vektor der Flugzeugdrehgeschwindigkeit relativ zum umgebenden Luftfeld $\vec{\Omega}_A$ und der Drehgeschwindigkeitsvektor der Luftmasse gegenüber der Erde $\vec{\Omega}_W$ werden hier definiert mit

$$\vec{\Omega}_A = [p_A \ q_A \ r_A]^T \quad (2.2.33)$$

$$\vec{\Omega}_W = [p_W \ q_W \ r_W]^T . \quad (2.2.34)$$

Hierfür gilt entsprechend Gl.1.2.18 die Beziehung (vgl. Erläuterungen in Kap.3.1)

$$\vec{\Omega}_A = \vec{\Omega}_K - \vec{\Omega}_W . \quad (2.2.35)$$

Komponentenweise wird in flugzeugfesten Achsen geschrieben

$$\begin{bmatrix} p_A \\ q_A \\ r_A \end{bmatrix}_f = \begin{bmatrix} p_K \\ q_K \\ r_K \end{bmatrix}_f - M_{fg} \begin{bmatrix} p_W \\ q_W \\ r_W \end{bmatrix}_g . \quad (2.2.36)$$

Man beachte, daß in /DIN 9300 – 2/ $\vec{\Omega}_W$ nicht definiert ist und deshalb auch nicht zwischen $\vec{\Omega}_K$ und $\vec{\Omega}_A$ unterschieden wird.

2.2.8 Stellausschläge

Die Ausschläge von Klappen an Flügel und Leitwerk werden in Anlehnung an die Achsen x , y und z des erzeugten Moments bezeichnet mit

- ξ – Querruder (*aileron*),
- η – Höhenruder (*elevator*),
- ζ – Seitenruder (*rudder*).

Die Ausschläge sind entsprechend Kap.2.1 in Richtung der Flugzeugachsen positiv definiert, wie in Bild 2.9 dargestellt. Demnach gilt:

- Ein Querruderausschlag ξ ist positiv definiert, wenn das rechte Querruder einen positiven Winkel um die y_f -Achse vollführt. Sein Betrag wird hier, wie häufig üblich, definiert als halbe Differenz der Ausschläge von rechtem und linkem Querruder. Es wird eine negative Rollbeschleunigung erzeugt.
- Ein Höhenruderausschlag η ist positiv definiert bei positivem Winkel um die y_f -Achse, das gleiche gilt für den Höhenleitwerks-Einstellwinkel i_H . Es wird in beiden Fällen eine negative Nickbeschleunigung erzeugt.

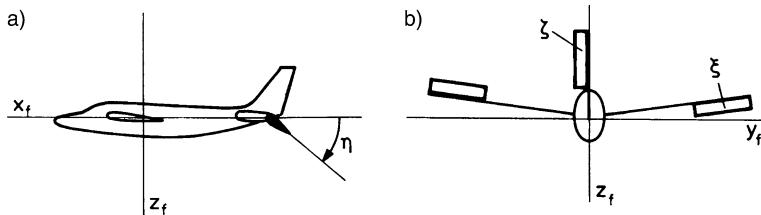


Bild 2.9 Zur Vorzeichendefinition von Ruderausschlägen

- Ein Seitenruderausschlag ζ ist positiv definiert bei positivem Winkel um die z_f -Achse. Es wird eine negative Gierbeschleunigung erzeugt.

Ausschläge von Landeklappe und Spoiler (oder auch Störklappe genannt) am Flügel sind in [ISO 1151-4](#) nicht im einzelnen festgelegt. Hier werden folgende Bezeichnungen benutzt:

- η_K – Ausschlag einer Hinterkantenklappe (*flap*),
- η_S – Ausschlag eines Spoilers,
- κ – gemeinsame Bezeichnung für alle Arten von Flügelklappen (Vorder- und Hinterkantenklappe) zur Vereinfachung der Schreibweise.

Der Ausschlag wird positiv definiert bei positivem Winkel um die y_f -Achse, vgl. Bild 2.10. Es gilt also:

- Der Ausschlag η_K einer Hinterkantenklappe ist positiv, wenn sie nach unten ausgeschlagen wird. Dann sind ΔA und ΔW positiv.
- Der Ausschlag η_S eines Spoilers ist negativ, wenn er ausgefahren wird. Dadurch wird der Auftrieb verringert (ΔA negativ) und der Widerstand vergrößert (ΔW positiv).
- Der verallgemeinerte Klappenausschlag κ ist positiv bei Auftriebserhöhung.

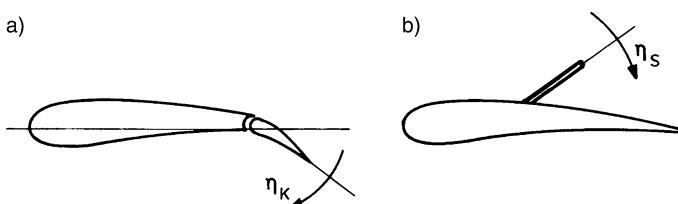


Bild 2.10 Zur Definition von Flügelklappen a) Hinterkantenklappe, b) Spoiler

Die Zuordnung zwischen den Bedienelementen des Piloten und den Rudern zeigt Bild 2.11. Der Ausschlag von Steuernüppel (Steuerhorn), Pedal und Trimmräder weist jeweils in Richtung der durch die Ruder erzeugten Flugzeugbewegung. Dementsprechend werden die Ausschläge hier als positiv definiert, wenn sie ein

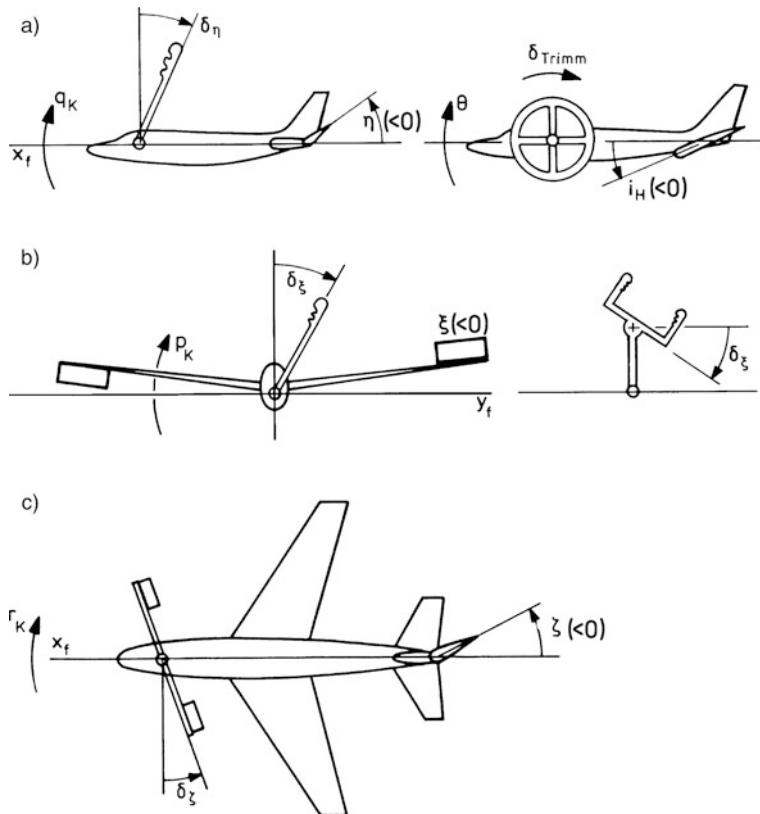


Bild 2.11 Zuordnung zwischen primären Bedienelementen und Rudern
 a) Nicksteuerung und -trimmung, b) Rollsteuerung,
 c) Giersteuerung

positives Moment (Drehbeschleunigung) erzeugen. (Diese Vorzeichendefinition entspricht nicht [ISO 1151 – 4](#), denn dort wird der positive Drehsinn für alle Bedienelemente über ihre Drehung um die zugeordnete Flugzeugachse festgelegt, d.h. für Höhen- und Querruderkommandos sind die Vorzeichen gleich, für die Pedale ungekehrt.) Es ist also:

- δ_ξ – positiv für Steuerknüppel nach Steuerbord, erzeugt einen negativen Querruderausschlag ξ und eine positive Rollbeschleunigung,
- δ_η – positiv für „ziehen“ des Steuerknüppels, erzeugt einen negativen Höhenruderausschlag η und eine positive Nickbeschleunigung,
- δ_ζ – positiv für „rechtes Pedal getreten“, erzeugt einen negativen Seitenruderausschlag und eine positive Gierbeschleunigung.

Für die Trimmräder gelten analoge Zuordnungen: Bei der Nicktrimmung wird durch positive Raddrehung der Höhenleitwerks-Einstellwinkel i_H verkleinert, das Flugzeug also hecklastig getrimmt.

Diese Bezeichnungsweise wird auf alle Stellsysteme übertragen und es wird generell die Eingangsgröße zu einem Stellantrieb mit δ bezeichnet. Sie erhält als Index den Buchstaben des Stellorgans, also z. B. δ_F für die Schubdrossel. Die Zuordnungen sind in Bild 2.12 zusammengestellt.

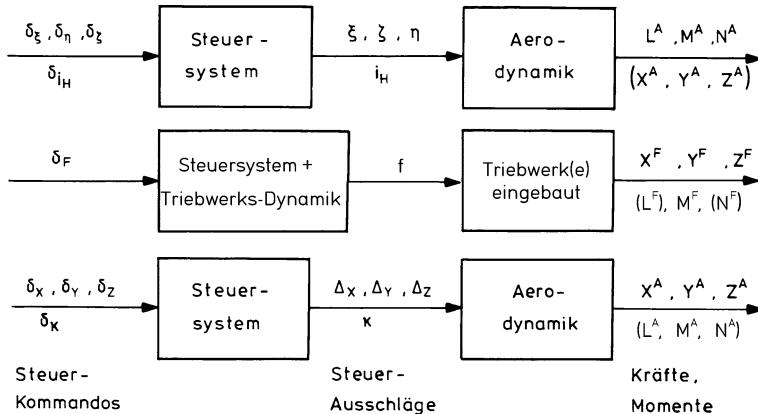


Bild 2.12 Zur Definition von Stellkommandos und Stellausschlägen

Für die Komponenten direkter Kraftsteuerung, die sich auch als Resultierende aus mehreren koordinierten Stellausschlägen ergeben können, werden folgende neue Bezeichnungen eingeführt:

- Δ_X – Direkte x -Kraft-Steuerung (*drag control*, DC), positiv in x -Richtung, d. h. bei Widerstandsreduzierung,
- Δ_Y – Direkte Seitenkraftsteuerung (*direct side force control*, DSFC), positiv in y -Richtung,
- Δ_Z – Direkte Auftriebssteuerung (*direct lift control*, DLC), positiv in z -Richtung, d. h. bei Auftriebsreduzierung.

Die entsprechenden Steuersignale werden mit δ_X , δ_Y und δ_Z bezeichnet, vgl. Bild 2.12. Die zugehörigen Derivative und Ersatzgrößen (vgl. Kap.7.3.2) werden mit den Indizes X , Y und Z versehen, also z. B. C_{AZ} oder Z_Z .

2.3 Differentiation von Vektoren

2.3.1 Differentiation eines Vektors nach der Zeit

Der Vektor \vec{V} lässt sich in einem allgemeinen Koordinatensystem (KS), Index n, durch seine drei Komponenten ausdrücken:

$$\vec{V}_n = [u \ v \ w]_n^T . \quad (2.3.1)$$

Will man seine zeitliche Ableitung bestimmen und diese ebenfalls im n-KS angeben, so sind zwei Terme zu berücksichtigen. Der erste Term gibt an, wie sich die Größe des Vektors und seine Lage gegenüber dem n-KS ändert:

$$\left(\frac{d\vec{V}}{dt} \right)_n^n = \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix}_n^n , \quad (2.3.2)$$

wobei der hochgestellte Index das KS bezeichnet, gegenüber dem sich der Vektor ändert, und der tiefgestellte Index das KS, in dem er durch Komponenten ausgedrückt wird. Der zweite Term, auch Euler-Term genannt

$$\left(\frac{d\vec{V}}{dt} \right)_n^{in} = \vec{\Omega}_n^{in} \times \vec{V}_n , \quad (2.3.3)$$

berücksichtigt, daß sich die Vektorkomponenten im n-KS mit der Zeit ändern, wenn sich das n-KS um eine beliebige Achse im Raum mit der Drehgeschwindigkeit $\vec{\Omega}$ dreht. Hierin ist $\vec{\Omega}_n^{in}$ der Vektor der relativen Drehgeschwindigkeit zwischen dem nicht inertialen KS (Index n) gegenüber dem Inertialsystem (Index i) ausgedrückt in Komponenten des n-KS

$$\vec{\Omega}_n^{in} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}_n^{in} , \quad (2.3.4)$$

wobei die hochgestellten Indizes angeben, daß es sich um die Drehung des n-KS gegenüber dem inertialen Raum handelt. Wie man leicht einsieht, kann dieser Term auch in dem Sonderfall vorliegen, wenn sich \vec{V} selbst gar nicht ändert. Aber er entfällt natürlich, wenn das n-KS ein inertiales System ist, d. h. wenn die Ableitung in einem inertialen System angegeben wird.

Die vollständige Ableitung von \vec{V} im n-KS lautet also

$$\left(\frac{d\vec{V}}{dt} \right)_n^i = \left(\frac{d\vec{V}}{dt} \right)_n^n + \vec{\Omega}_n^{in} \times \vec{V}_n = \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix}_n^n + \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}_n . \quad (2.3.5)$$

2.3.2 Räumliche Differentiation in einem Feld

Es sollen hier die wichtigsten mathematischen Grundlagen für die Behandlung von Windfeldern in [Kapitel 4](#) zusammengestellt werden. Wir unterscheiden

- Skalarfelder, z. B. für den Druck $\bar{p}(\vec{s})$, die Temperatur $T(\vec{s})$ oder für eine einzelne Geschwindigkeitskomponente $u_W(\vec{s})$,
- Vektorfelder, z. B. ein Windfeld $\vec{V}_W(\vec{s})$.

Die verschiedenen räumlichen Ableitungen von Feldern lassen sich am einfachsten durch den Nabla-Operator ausdrücken, der wie folgt definiert ist /[Bronstein 77](#)/

$$\vec{\nabla} = \left[\frac{\partial}{\partial x} \frac{\partial}{\partial y} \frac{\partial}{\partial z} \right]^T. \quad (2.3.6)$$

Die Anwendung auf ein Skalarfeld liefert den Gradienten (einen Vektor)

$$\vec{\nabla} p = \left[\frac{\partial p}{\partial x} \frac{\partial p}{\partial y} \frac{\partial p}{\partial z} \right]^T = \text{grad } p. \quad (2.3.7)$$

In einem Vektorfeld sind folgende Operationen definiert (mit der Abkürzung $u_x = \partial u / \partial x$ usw.):

1. das innere Produkt liefert als Skalar die Divergenz (gleich null im quellenfreien Feld)

$$\vec{\nabla} \cdot \vec{V} = \vec{\nabla}^T \vec{V} = \left[\frac{\partial}{\partial x} \frac{\partial}{\partial y} \frac{\partial}{\partial z} \right] \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} = \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = \text{div } \vec{V}, \quad (2.3.8)$$

2. das Kreuzprodukt liefert den Vektor der Rotation (gleich null im drehungsfreien Feld)

$$\text{rot } \vec{V} = \vec{\nabla} \times \vec{V} = \begin{bmatrix} \partial / \partial x \\ \partial / \partial y \\ \partial / \partial z \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} w_y - v_z \\ u_z - w_x \\ v_x - u_y \end{bmatrix}, \quad (2.3.9)$$

3. das dyadische Produkt liefert die Jacobi-Matrix

$$\left(\vec{\nabla} \vec{V} \right) = \vec{\nabla} \vec{V}^T = \begin{bmatrix} \partial / \partial x \\ \partial / \partial y \\ \partial / \partial z \end{bmatrix} [u \ v \ w] = \begin{bmatrix} u_x & v_x & w_x \\ u_y & v_y & w_y \\ u_z & v_z & w_z \end{bmatrix}. \quad (2.3.10)$$

Die anschauliche Deutung dieser Operationen ergibt sich aus den Anwendungen in [Kapitel 4](#).

2.3.3 Zeitliche Ableitung bei Bewegung durch ein Feld

Bewegt sich ein Körper mit der Geschwindigkeit $d\vec{s}/dt = \vec{V}_K$ durch ein Skalarfeld, so lässt sich die totale zeitliche Ableitung des Skalars am Ort des Körpers mit Hilfe der Euler-Zerlegung als Summe aus einer partiellen zeitlichen Ableitung, der sogenannten „lokalen Ableitung“ und einem Konvektionsterm („konvektive Beschleunigung“ bei [Schlichting Tr 67](#)) schreiben. Für ein Temperaturfeld gilt also

$$\frac{dT(\vec{s})}{dt} = \frac{\partial T(\vec{s})}{\partial t} + \left(\vec{\nabla} T(\vec{s}) \right)^T \frac{d\vec{s}}{dt} = \frac{\partial T(\vec{s})}{\partial t} + \frac{\partial T}{\partial x} u_K + \frac{\partial T}{\partial y} v_K + \frac{\partial T}{\partial z} w_K . \quad (2.3.11)$$

Führt man diese Euler-Zerlegung für die einzelnen Komponenten eines Geschwindigkeitsfeldes \vec{V} durch und faßt anschließend wieder zu einem Vektor zusammen, so ergibt sich

$$\frac{d\vec{V}(\vec{s})}{dt} = \frac{\partial \vec{V}(\vec{s})}{\partial t} + \left(\vec{\nabla} \vec{V}(\vec{s}) \right)^T \frac{d\vec{s}}{dt} , \quad (2.3.12)$$

worin Gl.[2.3.10](#) einzusetzen ist. Diese Differentialgleichung beschreibt auch die Windänderung, die ein Flugzeug erfährt, das mit der Bahngeschwindigkeit \vec{V}_K durch ein Windfeld $V_W(\vec{s}, t)$ fliegt. Sie lautet für diesen Fall

$$\frac{d\vec{V}_W}{dt} = \frac{\partial \vec{V}_W}{\partial t} + \left(\vec{\nabla} \vec{V}_W \right)^T \vec{V}_K . \quad (2.3.13)$$

Wird das Windfeld in geodätischen (erdlotfesten) Koordinaten (vgl. Definition in Kap.[2.1](#)) beschrieben, so ergibt sich für das dyadische Produkt der örtliche Scherungstensor des Windfeldes

$$\left(\vec{\nabla} \vec{V}_W \right)^T = \begin{bmatrix} u_{Wx}(\vec{s}) & u_{Wy}(\vec{s}) & u_{Wz}(\vec{s}) \\ v_{Wx}(\vec{s}) & v_{Wy}(\vec{s}) & v_{Wz}(\vec{s}) \\ w_{Wx}(\vec{s}) & w_{Wy}(\vec{s}) & w_{Wz}(\vec{s}) \end{bmatrix}_g . \quad (2.3.14)$$

Die Komponenten dieser Matrix sind die Gradienten der drei Windkomponenten nach den drei Ortskoordinaten. Da diese hier stets in geodätischen Koordinaten verwendet werden, wird der Index g im folgenden weggelassen.

2.3.4 Beziehungen zwischen Eulerwinkeln und Drehgeschwindigkeiten

Gesucht ist ein Zusammenhang zwischen den Änderungsgeschwindigkeiten der Eulerwinkel und dem Drehgeschwindigkeitsvektor $\vec{\Omega}_f^{gf} = \vec{\Omega}_K$, also der Flugzeugrotation gegenüber dem Inertialraum in flugzeugfesten Koordinaten. Da Ψ und Θ

nicht in flugzeugfesten Koordinaten liegen, müssen $\dot{\psi}$ und $\dot{\phi}$ über zwei bzw. eine Drehung transformiert werden. Lediglich $\dot{\phi}$ liegt schon im flugzeugfesten System. Werden die Zwischen-Achsenkreuze (vgl. Bild 2.1) $[k_1, k_2, z_g]$ mit 1 und $[k_1, y_f, z_f]$ mit 2 bezeichnet, so gilt

$$\begin{aligned}
 \vec{\Omega}_{\text{g}}^{\text{gf}} &= \vec{\Omega}_{\text{Kf}} = \begin{bmatrix} p_K \\ q_K \\ r_K \end{bmatrix}_f = M_{\text{f1}} \vec{\Omega}_1^{\text{g1}} + M_{\text{f2}} \vec{\Omega}_2^{\text{g2}} + \vec{\Omega}_f^{\text{2f}} = M_{\text{f}\phi} \frac{d\phi}{dt} \\
 &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \Theta & 0 & -\sin \Theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \Theta & 0 & \cos \Theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \\
 &\quad + \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\Theta} \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \\
 &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \Theta \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \cos \Theta \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \cos \Theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\Theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}. \tag{2.3.15}
 \end{aligned}$$

Die Umkehrung dieser Gleichung lautet

$$\frac{d\phi}{dt} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\Theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = M_{\phi f} \vec{\Omega}_{\text{Kf}} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \Theta & \cos \phi \tan \Theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi / \cos \Theta & \cos \phi / \cos \Theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_K \\ q_K \\ r_K \end{bmatrix}_f. \tag{2.3.16}$$

Sie ist ein Teil des Differentialgleichungssystems der Flugzeubewegung in [Kapitel 5.2.5](#).

2.4 Größen zur Bestimmung der Flugzeugposition

Die Bestimmung der Flugzeugposition ist eine der Grundaufgaben der Navigation, wobei zwei Fälle unterschieden werden:

1. Langstrecken-Navigation unter Annäherung der Erdform durch ein Rotationsellipsoid entsprechend dem World Geodetic System (WGS84),
2. Kurzstrecken-Navigation, bei der die Erdoberfläche als horizontal angenommen wird. Innerhalb von ca. 100 Seemeilen sind die dabei entstehenden Fehler vernachlässigbar.

Im folgenden wird nur die Kurzstrecken-Navigation behandelt und daher die Erdoberfläche als Ebene betrachtet, die zur Gravitationskraft normal ist. Damit reduziert sich die Bestimmung von Position und Geschwindigkeit auf einfache geometrische Zusammenhänge.

Als Referenz für die horizontale Flugzeugposition dient das geografische Netz der Längen- und Breitengrade, wobei die geografische Breite φ in 90° nördlich und südlich des Äquators und die geografische Länge λ in 180° östlich und westlich des Meridians von Greenwich eingeteilt ist. Beispielsweise liegt der Bezugspunkt des Flughafens Frankfurt/Main auf der Position

$50^\circ 02,00' N$ und $008^\circ 34,23' E$.

Die dritte Dimension wird durch die geometrische Höhe H über der Erdoberfläche (*height*) oder die Druckhöhe (*altitude*) über Normalnull (*mean sea level, MSL*) beschrieben.

Bei den heutigen Verfahren der Kurzstrecken-Navigation (z. B. VOR/DME, vgl. Kap.9.5) ist die Flugzeugposition stets als Relativposition zu einem Referenzpunkt (Start- oder Zielpunkt) oder zu einer Referenzebene zu verstehen. Das gilt für die Höhe über Grund oder die Position relativ zu einem anderen Flugzeug genauso wie für die Kartenposition relativ zu einem Wegpunkt, oder auch die Position relativ zu einem Funkfeuer oder zu einer Funkeleitebene. Da diese Zusammenhänge in der Navigationsnorm /DIN 13312/ leider nicht festgelegt sind, werden sie in den folgenden Unterkapiteln in Anlehnung an /DIN 9300 – 1 bis 7/ neu definiert, vgl. /Brockhaus 85 und 95/. Die Flugzeugposition wird dabei sowohl gegenüber dem Startpunkt A, gegenüber dem Zielpunkt B, als auch gegenüber einer zeitabhängigen Sollposition C beschrieben.

Längenmaße

In der Navigation werden unterschiedliche Längenmaße verwendet, die nicht dem metrischen System angehören. Entfernungen in horizontaler Richtung werden in Seemeilen (*sea mile, sm*), auch als nautische Meile (*nautical mile, NM*) bezeichnet, angegeben. Dabei ist eine Seemeile ursprünglich definiert als die Länge einer Bogenminute auf einem Großkreis (z. B. einem Längenkreis oder dem Äquator). Aus der Seemeile abgeleitet wird das Geschwindigkeitsmaß Knoten (*knot, kn*) mit $1 \text{ kn} = 1 \text{ sm/h}$. Höhenangaben (Flughöhe, Entscheidungshöhe) erfolgen in Fuß (*foot, ft*). Als Flugflächen (*flight level, FL*) bezeichnet man Flächen gleichen Luftdrucks, vgl. Kap.9.2, wobei gilt

$$FL = \frac{\text{Höhe in ft, die dem Luftdruck in der Normatmosphäre zugeordnet ist}}{100 \text{ ft}}$$

Start- und Landestrecken sowie Sichtweiten bei der Landung (*runway visual range, RVR*) werden häufig in Yards gemessen. Sowohl die Seemeile als auch der Fuß sind

in ihren heutigen Definitionen fest an das metrische System gekoppelt, es gilt

$$1 \text{ ft} = 0,3048 \text{ m} \quad 1 \text{ sm} = 1,8520 \text{ km} \quad \text{und} \quad 1 \text{ kn} = 0,5144 \text{ ms}^{-1}.$$

2.4.1 Position relativ zu einem erdfesten Punkt

Bei der Bestimmung der Flugzeugposition durch Integration des Bahngeschwindigkeitsvektors, z. B. mit Hilfe von Trägheitsnavigation, wird der Vektor \vec{s} vom Startpunkt A (*origin*) oder dem letzten überflogenen Wegpunkt P_0 (Koordinaten x_0, y_0, z_0) zur aktuellen Position O (*present position*, Koordinaten x, y, z) berechnet. Dieser Vektor sei im geodätischen Koordinatensystem definiert als

$$\vec{s}_g = \begin{bmatrix} x - x_0 \\ y - y_0 \\ z - z_0 \end{bmatrix}_g = \begin{bmatrix} N - N_0 \\ E - E_0 \\ -(H - H_0) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta N \\ \Delta E \\ -\Delta H \end{bmatrix}. \quad (2.4.1)$$

Dabei können zur Vereinfachung die Koordinaten von P_0 zu null gesetzt werden. Dieser Zusammenhang ist für die Horizontalebene in Bild 2.13 dargestellt. Will man Polarkoordinaten verwenden, so wird der Betrag von \vec{s} mit S und sein Winkel relativ zu Nord, also dem Kurs über Grund (*track*), mit σ bezeichnet. Die aktuelle Position $\vec{s}(t)$ erhält man durch Integration der Bahngeschwindigkeit \vec{V}_K

$$\vec{s}(t) = \int_0^t \vec{V}_K(\tau) d\tau + \vec{P}_0. \quad (2.4.2)$$

In der Streckennavigation wird der Einfluß der Flughöhe H üblicherweise vernachlässigt und die Flugzeugposition ausschließlich in der Horizontalebene betrachtet.

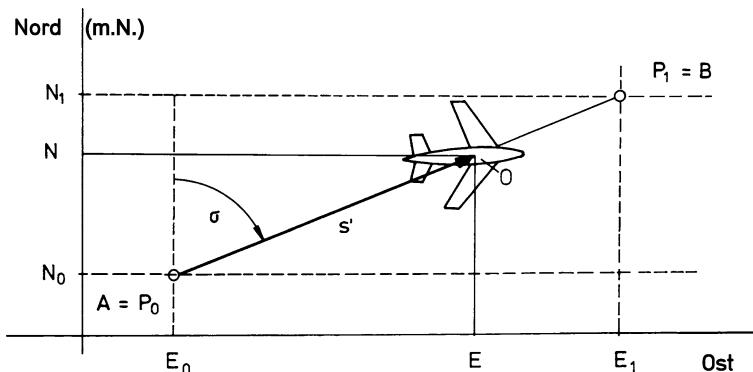


Bild 2.13 Flugzeugposition relativ zum Startpunkt in der Horizontalebene (\vec{s}' ist die Projektion von \vec{s} in die Horizontalebene)

Der Zusammenhang zwischen den geodätischen Koordinaten und den Polarkoordinaten zweier Wegpunkte P_{i-1} und P_i folgt aus Bild 2.13 (in dem $i = 1$ ist) zu

$$S_i = \sqrt{(N_i - N_{i-1})^2 + (E_i - E_{i-1})^2} \quad (2.4.3)$$

$$\sigma_i = \arctan \frac{E_i - E_{i-1}}{N_i - N_{i-1}}. \quad (2.4.4)$$

Hierbei ist zu beachten, daß die Winkelzählung der Kompaßrose rechtsdrehend ist, also mit der oben eingeführten Definition für Ψ und χ übereinstimmt. Als Referenz dient einheitlich (also auch z. B. in der Funknavigation) die örtliche magnetische Nordrichtung (*magnetic north*). Die Werte von σ liegen zwischen 0° und 360° , was bei der Berechnung des Arkustangens in Gl.2.4.4 durch Fallunterscheidung zu berücksichtigen ist.

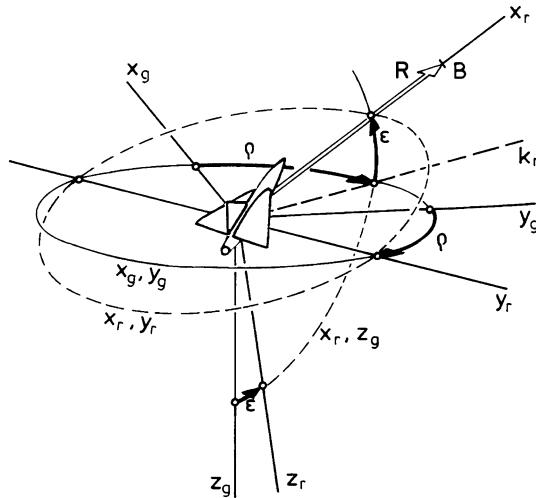
Es ist für viele Anwendungen sinnvoller, anstelle des vom Startpunkt ausgehenden Vektors \vec{s} den Peilvektor \vec{r} zum Zielpunkt zu betrachten, denn die Kurzstrecken-Funknavigation wird relativ zum jeweiligen Zielpunkt durchgeführt. Dieser kann entweder als realer Wegpunkt (*way point*) durch ein Funkfeuer, oder als Kartenposition, d. h. als fiktiver Wegpunkt gegeben sein. Diese Punkte sind die Zwischenziele überwiegend geradliniger Flugweg-Abschnitte. Als Meßwerte für die relative Position zu Funkfeuern stehen Peilwinkel (*bearing*) und die Schrägentfernung (*slant distance*) zur Verfügung (vgl. Kap.9.5). Es ist zweckmäßig, hierfür Kugelkoordinaten zu verwenden. Dazu wird im folgenden ein geeignetes Achsenystem eingeführt.

Die Verbindungsgeradenlinie zwischen der aktuellen Flugzeugposition (*present position*) O und dem Zielpunkt (*destination*) B sei durch den Peilvektor $\vec{r} = \vec{r}_{OB}$ beschrieben. Das Peilvektor-Koordinatensystem von Bild 2.14 mit dem Index r , körperfestem Ursprung und der Drehfolge ρ, ε wird wie folgt definiert:

- die x_r -Achse liegt in Richtung des Vektors \vec{r}_{OB} ,
- die y_r -Achse liegt in der $x_g y_g$ -Ebene, ihre positive Richtung folgt aus x_r und z_r ,
- die z_r -Achse liegt in der $z_g x_r$ -Ebene mit positiver Komponente in z_g -Richtung.

Es wird beschrieben durch die (meßbaren) Koordinaten

- R – Schrägentfernung (*slant distance*), Länge des Peilvektors \vec{r}_{OB} zum Zielpunkt,
- ε – Elevationspeilung (*elevation*), Winkel des Peilvektors mit der Erdhorizontale, Drehachse y_r , positiv im Uhrzeigersinn,
- ρ – Horizontalpeilung (*bearing*), Winkel zwischen x_g und der Projektion des Peilvektors in die Erdhorizontale, Drehachse z_g , positiv im Uhrzeigersinn.

**Bild 2.14** Definition der Peilvektor-Koordinaten

Die Peilwinkel ε und ρ in Bild 2.14 sind ganz analog zu den Bahnwinkeln γ und χ in Bild 2.2 definiert. Beim Landeanflug sind daher sowohl γ als auch ε negativ. Die Elevationspeilung ε ist normalerweise klein, sie beträgt ca. -3° bei der Landung und bis zu 10° beim Start. Ihr Einfluß ist häufig zu vernachlässigen, dann wird die Horizontalpeilung auch kurz als Peilung bezeichnet.

Die Matrix zur Festlegung des Peilvektors \vec{r}_{OB} in erdfesten Koordinaten lautet entsprechend Gl.2.2.3

$$\underline{M}_{rg} = \underline{M}_{gr}^T = \begin{bmatrix} \cos \varepsilon & 0 & -\sin \varepsilon \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \varepsilon & 0 & \cos \varepsilon \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \rho & \sin \rho & 0 \\ -\sin \rho & \cos \rho & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (2.4.5)$$

Daraus folgt für den Peilvektor

$$\vec{r}_{OBg} = \begin{bmatrix} x_{OB} \\ y_{OB} \\ z_{OB} \end{bmatrix}_g = \underline{M}_{gr} \begin{bmatrix} R \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \varepsilon \cos \rho \\ \cos \varepsilon \sin \rho \\ -\sin \varepsilon \end{bmatrix} R. \quad (2.4.6)$$

Diese Gleichung gilt für die Peilung vom Flugzeug mit der Position O zum erdfesten Punkt B, die in Bild 2.15 in der Horizontal- und der Vertikalebene dargestellt ist. Wird umgekehrt das Flugzeug vom Boden aus gepeilt (wie beispielsweise mit Radar), so gilt

$$\vec{r}_{BOg} = -\vec{r}_{OBg} = - \begin{bmatrix} \cos \varepsilon \cos \rho \\ \cos \varepsilon \sin \rho \\ -\sin \varepsilon \end{bmatrix} R = \begin{bmatrix} \cos \varepsilon' \cos \rho' \\ \cos \varepsilon' \sin \rho' \\ -\sin \varepsilon' \end{bmatrix} R, \quad (2.4.7)$$

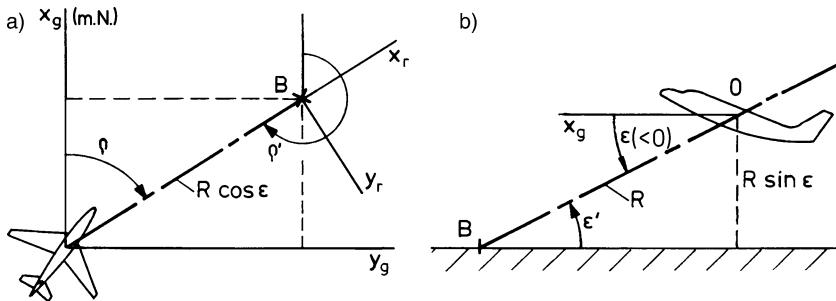


Bild 2.15 Peilwinkel vom Flugzeug und von der Bodenstation aus. a) Horizontalebene
b) Vertikalebene ($\varepsilon < 0$)

woraus folgt, daß die Peilwinkel vom Boden aus gleich

$$\rho' = \rho + 180^\circ \quad (2.4.8)$$

$$\text{und } \varepsilon' = -\varepsilon \quad (2.4.9)$$

sind. Auch diese Beziehungen sind in Bild 2.15 nachzuvollziehen.

2.4.2 Position relativ zu einer Sollflugbahn

Die folgenden Herleitungen werden für den dreidimensionalen Fall durchgeführt, obwohl in der Navigation meist der Höheneinfluß vernachlässigt wird, vgl. / Brockhaus 95/. Das Bild 2.16 beschränkt sich allerdings auf die Darstellung in der

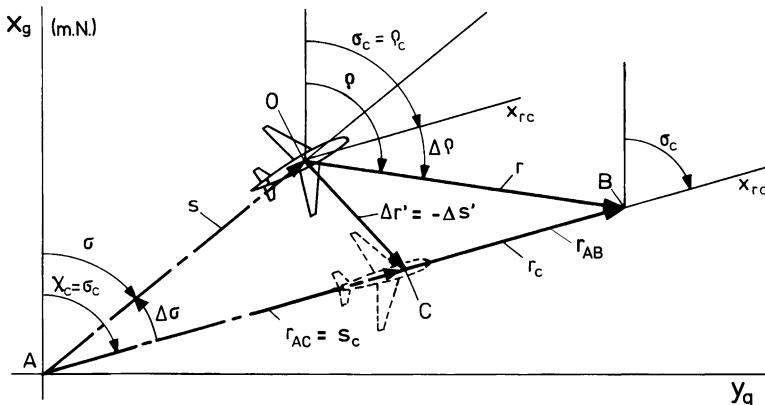


Bild 2.16 Flugzeugposition relativ zu einem Wegabschnitt AB²

² Es gilt $\vec{s}_c + \vec{r}_c = \vec{s} + \vec{r}$. Ersetzt man die rechte Seite mit der Definition nach Gl.2.7.2, folgt aus $\vec{s}_c + \vec{r}_c = \vec{s}_c + \Delta \vec{s} + \vec{r}_c + \Delta \vec{r}$, daß $\Delta \vec{r} = -\Delta \vec{s}$ ist, wie im Bild vermerkt.

Horizontalebene. Zum Zeitpunkt $t = 0$ befindet sich das Flugzeug über dem Wegpunkt A (*origin, point of departure*). Zielpunkt der Flugphase sei der Wegpunkt B (*destination*). Die Sollflugbahn sei die geradlinige Verbindung von A nach B, sie sei durch den Vektor \vec{r}_{AB} gekennzeichnet. Die Projektion von \vec{r}_{AB} in die Erdhorizontale bildet mit der x_g -Richtung den Winkel σ_c , der als Kartenkurs (Sollkurs über Grund, *course*) bezeichnet wird /DIN 13312/. Dieser ist bei gerader Verbindung A–B identisch mit der Soll-Horizontalpeilung ρ_c . Die Flugzeug-Sollgeschwindigkeit \vec{V}_{Kc} sei konstant und liege in Richtung von \vec{r}_{AB} . Dann ist der Weg von A zur Sollposition C proportional zur Flugdauer t

$$\vec{s}_c(t) = \vec{r}_{AC}(t) = \vec{V}_{Kc} t . \quad (2.4.10)$$

Die zum Zeitpunkt t erreichte Ist-Position O des realen Flugzeugs weicht im allgemeinen von der Soll-Position ab (vgl. Bild 2.16). Die Projektion des Vektors \vec{s} in die Erdhorizontale (Betrag S, vgl. Gl.2.4.3) bildet mit der x_g -Richtung den mittleren (tatsächlich geflogenen) Kurs über Grund σ (*track*), dieser ist gleich dem Peilwinkel vom Punkt A zum Flugzeug.

Für den Soll-Peilvektor \vec{r}_c von C zum Zielpunkt B gilt mit Gl.2.4.10

$$\vec{r}_c(t) = \vec{r}_{CB}(t) = \vec{r}_{AB} - \vec{V}_{Kc} t . \quad (2.4.11)$$

Dieser Vektor legt die Sollposition des fiktiven „Referenzflugzeugs“ gegenüber dem Zielpunkt fest, er hat die Koordinaten R_c , ρ_c , ε_c . Der Ist-Peilvektor \vec{r} von O zum Zielpunkt B ist mit Gl.2.4.2 gleich

$$\vec{r}(t) = \vec{r}_{OB}(t) = \vec{r}_{AB} - \vec{s} = \vec{r}_{AB} - \int_0^t \vec{V}_K(\tau) d\tau , \quad (2.4.12)$$

er hat die Koordinaten R , ρ , ε . Aus seiner Länge lässt sich die verbleibende Flugzeit zu B (*time to go*) berechnen.

Beim Anflug auf einen Wegpunkt ist für eine präzise Bahnführung die Abweichung $\Delta\vec{r}(t)$ von der Sollposition nach Betrag und Richtung wichtig. Dieser Differenzvektor wird nach Bild 2.16 und mit Gl.2.4.11 und Gl.2.4.12 definiert zu

$$\Delta\vec{r}(t) = \vec{r}(t) - \vec{r}_c(t) = \vec{V}_{Kc} t - \int_0^t \vec{V}_K(\tau) d\tau . \quad (2.4.13)$$

Diese Vorzeichenfestlegung entspricht der Definition für „Abweichungen“ nach Gl.2.7.2. Die Komponenten ΔR_x , ΔR_y und ΔR_z von $\Delta\vec{r}$ sind in der jeweiligen Achsenrichtung positiv von der aktuellen Flugzeugposition zum Referenzflugzeug. Sie sind also dann positiv, wenn das Flugzeug sich hinter, links und über der Sollposition befindet. Der Differenzvektor $\Delta\vec{r}$ lässt sich in erdlotfesten Koordinaten mit Gl.2.4.6 schreiben

$$\Delta \vec{r}_g = \begin{bmatrix} \Delta R_x \\ \Delta R_y \\ \Delta R_z \end{bmatrix}_g = \vec{r}_g - \vec{r}_{cg} = \begin{bmatrix} \cos \varepsilon \cos \rho \\ \cos \varepsilon \sin \rho \\ -\sin \varepsilon \end{bmatrix} R - \begin{bmatrix} \cos \varepsilon_c \cos \rho_c \\ \cos \varepsilon_c \sin \rho_c \\ -\sin \varepsilon_c \end{bmatrix} R_c . \quad (2.4.14)$$

Die Soll-Horizontalpeilung ρ_c kann durch geeignete Festlegung erdfester Referenzkoordinaten klein gemacht werden. Außerdem ist die Soll-Elevationspeilung ε_c meist klein, beispielsweise bei der Landung etwa -3° . Nimmt man ferner kleine Winkel ε und ρ an und setzt $\varepsilon = \varepsilon_c + \Delta\varepsilon$ und $\rho = \rho_c + \Delta\rho$, so vereinfacht sich Gl.2.4.14 zu

$$\Delta \vec{r}_g = \begin{bmatrix} \Delta R_x \\ \Delta R_y \\ \Delta R_z \end{bmatrix}_g = \begin{bmatrix} R - R_c \\ \rho R - \rho_c R_c \\ -\varepsilon R + \varepsilon_c R_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta R_{xg} \\ \Delta \rho R + \rho_c \Delta R_{xg} \\ -\Delta \varepsilon R - \varepsilon_c \Delta R_{xg} \end{bmatrix} . \quad (2.4.15)$$

Hierin sind

$$\begin{aligned} \Delta\rho &= \rho - \rho_c && \text{Abweichung der Horizontalpeilung,} \\ \Delta\varepsilon &= \varepsilon - \varepsilon_c && \text{Abweichung der Elevationspeilung.} \end{aligned}$$

Die horizontale Komponente von $\Delta \vec{r}_g$ senkrecht zur Sollbahn \vec{r}_{AB} (Distanzabweichung, *cross track error*) wird mit ΔR_{yg} bezeichnet und die Komponente in Richtung von \vec{r}_{AB} sei ΔR_{xg} (vgl. Bild 2.17). Wenn die x_g -Achse des geodätischen Koordinatensystems und die x_r -Achse des Peilvektor-KS in der gleichen Vertikalebene liegen, wenn also $\rho_c = 0$ und $\rho = \Delta\rho$ ist, dann vereinfacht sich Gl.2.4.15 weiter, vgl. Gl.2.4.24.

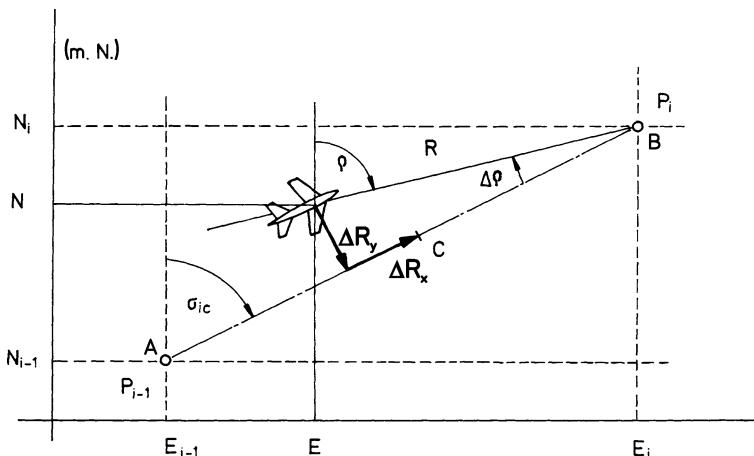


Bild 2.17 Horizontale Position relativ zur Sollbahn, (ε und ε_c klein; P_i , P_{i+1} = Wegpunkte)

Der Zusammenhang zwischen den geodätischen Koordinaten und den Polarkoordinaten in der Horizontalen ist in Bild 2.17 gezeigt. Entfernung und Horizontalpeilung des Flugzeugs zum nächsten Wegpunkt lassen sich mit Gl.2.4.3 und 2.4.4 ebenfalls in geodätischen Koordinaten ausdrücken.

Differenziert man Gl.2.4.13, so ergibt sich eine Differentialgleichung für $\Delta\vec{r}$

$$\frac{d}{dt}\Delta\vec{r} = \vec{V}_{Kc} - \vec{V}_K(t) . \quad (2.4.16)$$

Mit Gl.2.2.4 folgt daraus im erdfesten Koordinatensystem:

$$\frac{d}{dt}\Delta\vec{r}_g = \begin{bmatrix} \Delta\dot{R}_x \\ \Delta\dot{R}_y \\ \Delta\dot{R}_z \end{bmatrix}_g = \begin{bmatrix} \cos\gamma_c \cos\chi_c \\ \cos\gamma_c \sin\chi_c \\ -\sin\gamma_c \end{bmatrix} V_{Kc} - \begin{bmatrix} \cos\gamma \cos\chi \\ \cos\gamma \sin\chi \\ -\sin\gamma \end{bmatrix} V_K . \quad (2.4.17)$$

Setzt man wiederum $\gamma = \gamma_c + \Delta\gamma$ und $\chi = \chi_c + \Delta\chi$ und nimmt an, daß alle Winkel klein sind, so folgt entsprechend Gl.2.4.15

$$\frac{d}{dt}\Delta\vec{r}_g = \begin{bmatrix} \Delta\dot{R}_x \\ \Delta\dot{R}_y \\ \Delta\dot{R}_z \end{bmatrix}_g = \begin{bmatrix} V_{Kc} - V_K \\ \chi_c V_{Kc} - \chi V_K \\ -\gamma_c V_{Kc} + \gamma V_K \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta\dot{R}_{xg} \\ -\Delta\chi V_K + \chi_c \Delta\dot{R}_{xg} \\ \Delta\gamma V_K - \gamma_c \Delta\dot{R}_{xg} \end{bmatrix} . \quad (2.4.18)$$

Die Komponenten dieses Geschwindigkeitsvektors beschreiben – wenn sie positiv sind – um wieviel das Flugzeug langsamer fliegt als es sollte, um wieviel es von der Sollstandlinie nach links abweicht oder gegenüber der Sollhöhe steigt.

Aus der bisherigen Diskussion und aus Bild 2.16 folgt, daß als Voraussetzung für ein Verbleiben auf der Sollbahn die Richtung der Vektoren \vec{V}_{Kc} und \vec{r}_c identisch sein muß. Es müssen also die Bahnwinkel mit den Peilwinkeln übereinstimmen, d. h. ihre Sollwerte

$$\gamma_c = \varepsilon_c \quad \text{und} \quad \chi_c = \rho_c \quad (2.4.19)$$

sind gleich. Das ist die Ursache für manche sprachliche Verwirrung zwischen den Größen χ – *flight path azimuth*, σ – *track*, σ_c – *course* und ρ – *bearing*. Sie legen nach Gl.2.4.15 und 2.4.18 die Richtungen der grundsätzlich verschiedenen Vektoren \vec{V}_K , \vec{s} und \vec{r} fest.

Bei der Streckennavigation bleibt die Höhe unberücksichtigt, d. h. es wird $\varepsilon \approx 0$ angesetzt und es werden nur die Projektionen auf die Erdoberfläche (Kartenebene, Index G) betrachtet. Nach /DIN 13312/ werden u. a. zusätzlich verwendet:

$$\begin{aligned} V_G &= V_K \cos\gamma && \text{Grund-Geschwindigkeit (ground speed, GS),} \\ d_G &= |\vec{r}_{OB}| \cos\varepsilon && \text{Distanz über Grund (ground distance, range).} \end{aligned}$$

Steuerkurs Ψ (*heading*), Kurs über Grund σ (*track*) und Horizontalpeilung ρ (*bearing*) sind gegenüber mißweisend (magnetisch) Nord definiert (s. o.). Ist eine Unterscheidung gegenüber rechtweisend Nord (*true north*, TN) nötig, so kann das durch einen Index m (*magnetic*) oder t (*true*) gekennzeichnet werden, also z. B.

σ_m – mißweisender Kurs über Grund – *magnetic track* und

σ_t – rechtweisender Kurs über Grund – *true track*.

Dabei ist $\Psi_t - \Psi_m = \chi_t - \chi_m = \sigma_t - \sigma_m$ gleich der örtlichen Mißweisung (Variation).

2.4.3 Vereinfachte Darstellung einer Anflugbahn

Ausgehend von Bild 2.15 sollen zwei Standardsituationen der Kurzstreckennavigation näher erläutert werden (vgl. Kap.9.5.1).

Horizontalflug in Richtung auf einen Wegpunkt

Bild 2.18 zeigt die für einen Anflug auf ein VOR-Funkfeuer typische Situation in der horizontalen Ebene. Alle Größen sind so dargestellt, daß sie positive Werte haben. Der Pilot gibt die Richtung und damit die Sollstandlinie (x_r) vor, auf der er das Funkfeuer anfliegen will.

Wird der Einfachheit halber das erdfeste Koordinatensystem am Sollkurs orientiert (und nicht nach magnetisch Nord), liegen also die x_g -Achse und die x_r -Achse des Peilvektor-KS (Sollstandlinie) in der selben Vertikalebene, so ist $\rho_c = 0^\circ$ und in

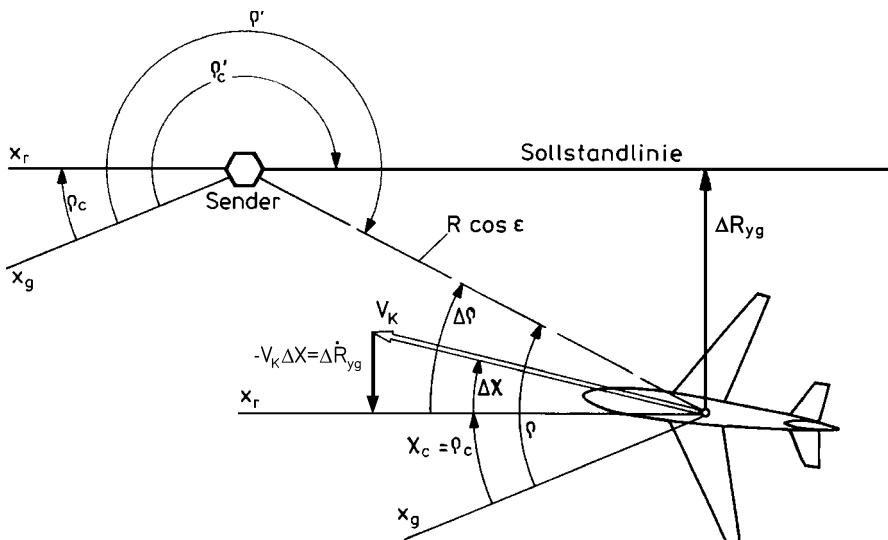


Bild 2.18 Zur horizontalen Bahn eines Flugzeugs relativ zu einem erdfesten Punkt, ($\epsilon = \epsilon_c = 0$)

Gl.2.4.6 kann die Horizontalpeilung ρ durch den Peilwinkelfehler $\Delta\rho$ ersetzt werden. Der seitliche Abstand ΔR_{yg} zur Sollflugbahn (*cross track distance*) ist dann (vgl. Bild 2.17)

$$\Delta R_{yg} = \Delta R_{yr} = R \cos \varepsilon \sin \Delta\rho = \sqrt{R^2 - H^2} \cdot \sin \Delta\rho . \quad (2.4.20)$$

Die Elevationspeilung ε ist in der Regel klein und ist vor allem im Streckenflug von zweitrangiger Bedeutung. Wird $\varepsilon = 0$ gesetzt, dann fallen das *g*- und das *r*-KS zusammen. Wird außerdem angenommen, daß $V_K = V_{Kc}$ ist und daß γ und γ_c klein sind, wird der seitliche Geschwindigkeitsfehler nach Gl.2.4.17 gleich

$$\Delta \dot{R}_{yg} = (\sin \chi_c - \sin \chi) V_K \approx -\Delta \chi V_K \quad (2.4.21)$$

mit

$$\chi_c = \rho_c \quad \text{und} \quad \Delta \chi = \chi - \chi_c = \chi - \rho_c . \quad (2.4.22)$$

Sinkflug auf einen Landepunkt

Beim Landeanflug mit Hilfe des Instrumenten-Landesystems (*Instrument Landing System, ILS*-, „Leitstrahl“) bildet der ILS-„Leitstrahl“ die Referenz für die Sollstandlinie x_r . Die horizontale Situation entspricht Bild 2.18, wobei der ILS-Landekurssender (*localizer*) die Richtung vorgibt, auf der die Landebahn anzufliegen ist. Wie beim Flug zum Wegpunkt werden die erdfesten Koordinaten am Sollkurs orientiert, so daß $\rho_c = 0^\circ$ ist und $\rho = \Delta\rho$ gesetzt werden kann.

Bild 2.19 zeigt diese Situation in der vertikalen Leitebene x_r, z_g , d. h. für $\Delta\rho = 0$. Auch hier haben alle Größen mit Ausnahme von ε positive Werte. Für die Elevationspeilung ε gilt nach Gl.2.4.6

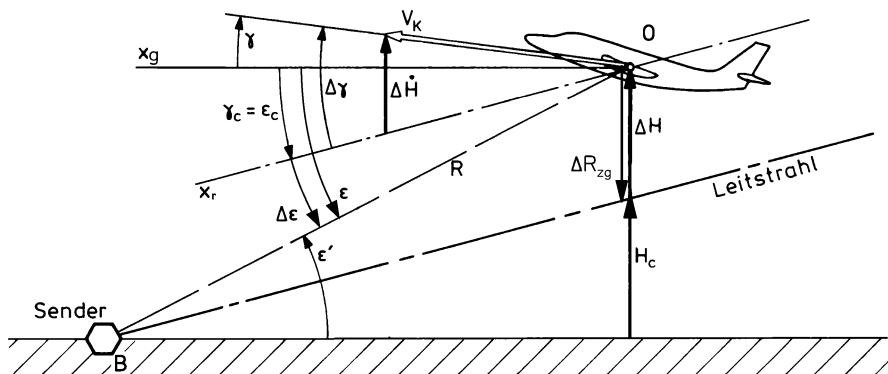


Bild 2.19 Zur vertikalen Flugbahn relativ zu einem erdfesten Punkt ($\varepsilon, \varepsilon_c$ und $\Delta \varepsilon$ sind im Bild negativ)

$$\sin \varepsilon = -\frac{z_{OB} g}{R}. \quad (2.4.23)$$

Das Flugzeug folgt dem Leitstrahl sehr präzise, so daß die Winkelablagen $\Delta\varepsilon$ und $\Delta\rho$ normalerweise sehr klein sind. Außerdem soll gelten, daß das Flugzeug mit $V_K = V_{Kc}$ geflogen ist und deshalb die Abweichungen ΔR_{xg} und $\Delta \dot{R}_{xg}$ zu null gesetzt werden können. Diese sind nur dann von Bedeutung, wenn das Flugzeug einem Referenzflugzeug folgen soll, d. h. wenn es orts- und zeitfest geregelt werden soll. Damit vereinfacht sich Gl.2.4.15, und der Abstand von der Sollposition auf dem Leitstrahl beträgt

$$\Delta \vec{r}_g = \begin{bmatrix} \Delta R_x \\ \Delta R_y \\ \Delta R_z \end{bmatrix}_g = \begin{bmatrix} 0 \\ \Delta\rho R \\ -\Delta\varepsilon R \end{bmatrix}. \quad (2.4.24)$$

In gleicher Weise folgt aus Gl.2.4.18 für die Geschwindigkeit

$$\frac{d}{dt} \Delta \vec{r}_g = \begin{bmatrix} \Delta \dot{R}_x \\ \Delta \dot{R}_y \\ \Delta \dot{R}_z \end{bmatrix}_g = \begin{bmatrix} 0 \\ -\Delta\chi V_K \\ \Delta\gamma V_K \end{bmatrix}. \quad (2.4.25)$$

Außerdem gilt

$$\gamma_c = \varepsilon_c \quad \text{und} \quad \Delta\gamma = \gamma - \gamma_c = \gamma - \varepsilon_c. \quad (2.4.26)$$

2.5 Flugzeuggeometrie

In Kapitel 3 wird der Einfluß der Flugzeuggeometrie auf die aerodynamischen Kräfte diskutiert, dabei werden u. a. Flügel und Leitwerk getrennt betrachtet. Die Definitionen der dazu benutzten Größen sind hier zusammengefaßt.

Indizierung

Nach /DIN 9300 – 6/ sind zur Kennzeichnung von Positionen am Flugzeug folgende Indizes definiert:

- F – Rumpf (*fuselage*),
- H – Höhenleitwerk (*horizontal tail*),
- L – Flügel (*wing*),
- N – Neutralpunkt (*neutral point*),
- S – Schwerpunkt (*centre of gravity*),
- V – Seitenleitwerk (*vertical tail*).

Es wird also beispielsweise geschrieben:

C_{AL} – Auftriebsbeiwert des Flügels,
 V_H – Anströmgeschwindigkeit am Höhenleitwerk.

Der Index F wird in diesem Buch allerdings reserviert für Größen, die mit dem Triebwerksschub zusammenhängen.

Flügelgeometrie

Folgende geometrische Größen werden zur Kennzeichnung der Flügelgeometrie gebraucht, vgl. Bild 2.20:

b Spannweite (*wing span*),

$c(y)$ örtliche Flügeltiefe (*wing local chord*),

$$S = \int_{-b/2}^{+b/2} c(y) \, dy \quad \text{Flügelfläche (*wing area*)}, \quad (2.5.1)$$

$$\bar{c} = \frac{1}{S} \int_{-b/2}^{+b/2} c^2(y) \, dy \quad \text{mittlere Flügeltiefe (*mean aerodynamic chord*)}, \quad (2.5.2)$$

$\Lambda = b^2/S$ Flügelstreckung (*aspect ratio*),

φ_{25} Pfeilwinkel der $c/4$ -Linie (*sweep angle*),

$\lambda = c_1/c_0$ Flügel-Zuspitzung (*taper ratio*),

ν V-Stellung des Flügels (*dihedral angle*).

Bei der Charakterisierung der Flügelgeometrie wird der zwischen den Flügeln liegende Teil des Rumpfes mitgerechnet, hierzu werden Flügelvorder- und -hinterkante bis zur x -Achse verlängert.

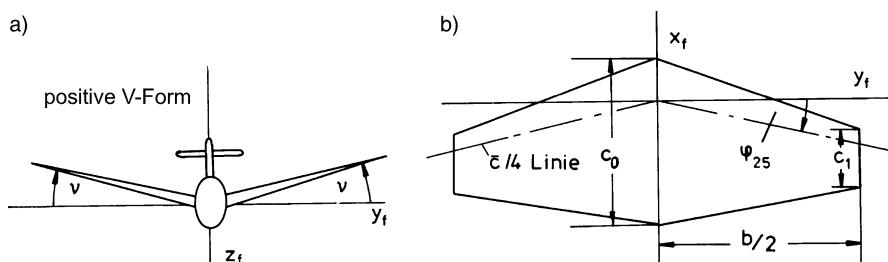


Bild 2.20 Größen zur Beschreibung der Flügelgeometrie a) y, z -Ebene, b) x, y -Ebene

Festlegung von Punkten und Abständen

Nach [DIN 9300 – 6](#) werden Punkte am Flugzeug in körperfesten Koordinaten wie folgt festgelegt, vgl. Bild 2.21

$$\begin{aligned} \text{Vorlage} \quad x_{PQ} &= x_Q - x_P, \\ \text{Seitenlage} \quad y_{PQ} &= y_Q - y_P, \\ \text{Tieflage} \quad z_{PQ} &= z_Q - z_P. \end{aligned} \quad (2.5.3)$$

Diese Größen sind in den Achsenrichtungen x_f , y_f , z_f positiv (x_{PQ} ist ein Vektor von P nach Q). Bei Abständen zum Schwerpunkt ist der Index S entbehrlich, es gilt dann stets $x_Q = x_{SQ}$ vom Schwerpunkt zum Aufpunkt.

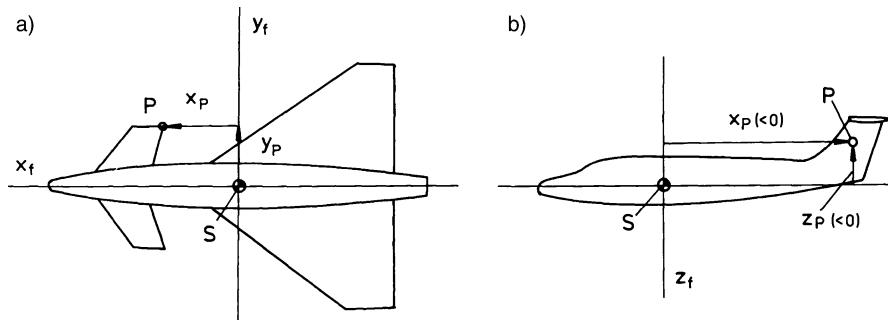


Bild 2.21 Zur Festlegung von Punkten am Flugzeug a) x_p und y_p positiv, b) x_p und z_p negativ

Triebwerksgeometrie

Die Triebwerksgeometrie wird hier vereinfacht angenommen wie in Bild 2.22 dargestellt. Dabei werden folgende Annahmen getroffen:

- Der Vektor des resultierenden Triebwerksschubs \vec{F}_{res} aller vorhandenen Triebwerke bildet mit der $x_f y_f$ -Ebene den (kleinen) Schubeinstellwinkel i_F .
- Der Schubeinstellwinkel i_F ist konstant, d. h. die Schubwirkungslinie liegt unabhängig vom Flugzustand in der Triebwerkslängsachse x_F , die Änderung des Eintrittsimpulses wird vernachlässigt.
- Der Abstand (Hebelarm) des Schubvektors zum Schwerpunkt innerhalb der $x_f z_f$ -Ebene wird mit z_F bezeichnet (positiv nach unten, wodurch ein positives Schub-Nickmoment entsteht).
- Der resultierende Schubvektor ist parallel zur $x_f z_f$ -Ebene. Bei unsymmetrischer Schubverteilung ist sein Abstand vom Schwerpunkt in y_f -Richtung gleich y_F (positiv nach Steuerbord, d. h. bei negativem Schub-Giermoment).

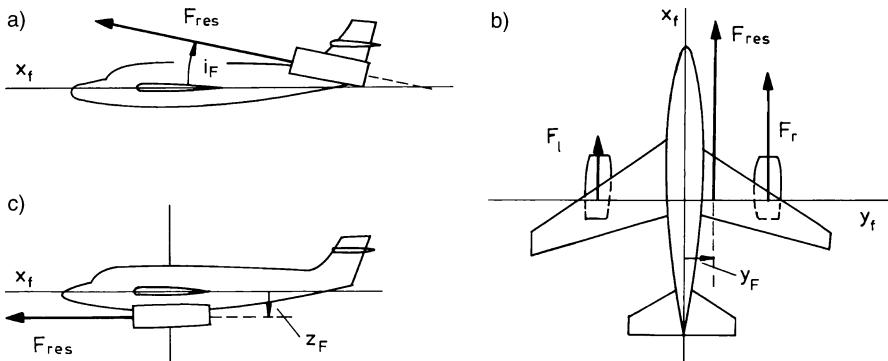


Bild 2.22 Zur Triebwerksgeometrie

Damit gilt in flugzeugfesten Koordinaten

$$\vec{F}_f = \begin{bmatrix} X^F \\ Y^F \\ Z^F \end{bmatrix}_f = \begin{bmatrix} \cos i_F \\ 0 \\ -\sin i_F \end{bmatrix} F_{res}(\rho, M, \alpha, \delta_F \dots) \quad (2.5.4)$$

und

$$\vec{Q}_f^F = \begin{bmatrix} L^F \\ M^F \\ N^F \end{bmatrix} = \vec{r}_F \times \vec{F}_f = \begin{bmatrix} 0 \\ y_F \\ z_F \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \cos i_F \\ 0 \\ -\sin i_F \end{bmatrix} F_{res} = \begin{bmatrix} -y_F \sin i_F \\ z_F \cos i_F \\ -y_F \cos i_F \end{bmatrix} F_{res}. \quad (2.5.5)$$

Meistens ist \$i_F\$ klein, so daß obige Gleichungen weiter vereinfacht werden können.

2.6 Einfluß der Sensorposition

Beim starren Körper sind die Translationsgeschwindigkeiten (-beschleunigungen) aller Punkte bekannt, wenn die Translationsgeschwindigkeit (-beschleunigung) eines Punktes und die Rotationsgeschwindigkeit (-beschleunigung) des Körpers bekannt sind. Man kann daher die Bewegung des starren Körpers durch die Translationsbewegung eines ausgezeichneten Punktes, z. B. des Schwerpunktes und die Rotation des Körpers beschreiben, vgl. Gl.2.3.5. Auf diese Weise werden in Kapitel 5 die Bewegungsgleichungen des Flugzeugs eingeführt.

Sollen Meßwerte mit den Variablen dieses Gleichungssystems übereinstimmen, so müssen die Sensoren genau im Flugzeugschwerpunkt angeordnet und exakt nach den flugzeugfesten Koordinatenachsen ausgerichtet werden. Der Flugzeugschwerpunkt steht aber häufig nicht für Meßzwecke zur Verfügung. Er ist außerdem nicht konstant, sondern verschiebt sich je nach Beladungszustand. Die

Meßwerte der Sensoren müssen also auf den Schwerpunkt und das körperfeste Achsenkreuz umgerechnet werden. Im folgenden werden die wichtigsten Beziehungen hierzu eingeführt, allerdings auf rein geometrische Zusammenhänge beschränkt (ohne Interferenzeinflüsse).

Fehler entstehen dadurch, daß die momentane Schwerpunktlage und/oder die genaue Sensorposition und -ausrichtung nicht exakt bekannt sind. Es muß ein körperfestes Koordinatensystem in Relation zu einer festen Referenz, z. B. dem Kabinenfußboden, definiert werden. Die genaue Ausrichtung eines Sensors nach dieser Referenz an beliebiger Stelle im Flugzeugrumpf oder gar am Flügel ist schwierig. Schließlich verbiegen sich Rumpf und Flügel auf Grund ihrer Elastizität, so daß z. B. zwischen dem Stand am Boden, dem Horizontalflug und dem Kurvenflug Winkeländerungen von jeweils mehreren Grad auftreten können. Weitere, durch den Einbau bedingte Fehler strömumgsmechanischer Sensoren werden in [Kapitel 9](#) behandelt.

2.6.1 Fehlausrichtung von Sensoren

Ist die Empfindlichkeitsachse eines Beschleunigungsmessers um den Winkel Θ_s gegenüber der flugzeugfesten x_f -Achse geneigt, wie in Bild [2.23b](#), so zeigt dieser eine Linearkombination von x_f - und z_f -Beschleunigung an

$$b_{xs} = b_{xf} \cos \Theta_s - b_{zf} \sin \Theta_s . \quad (2.6.1)$$

Ein Winkelgeschwindigkeitskreisel, dessen Meßachse wie in Bild [2.23a](#) den Fehlwinkel Φ_s gegenüber der flugzeugfesten y_f -Achse hat, mißt die Größe

$$q_{Ks} = q_{Kf} \cos \Phi_s + r_{Kf} \sin \Phi_s . \quad (2.6.2)$$

Ein Lotkreisel mit dem in Bild [2.23c](#) gezeigten Einbaufehler Ψ_s zeigt die Winkel an

$$\begin{aligned} \Phi_s &= \Phi \cos \Psi_s + \Theta \sin \Psi_s \\ \Theta_s &= \Theta \cos \Psi_s - \Phi \sin \Psi_s . \end{aligned} \quad (2.6.3)$$

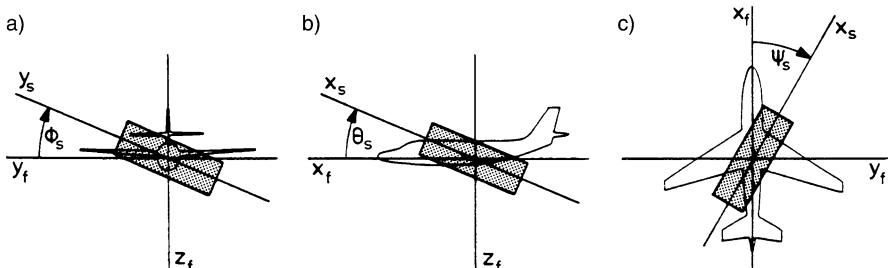


Bild 2.23 Definition von Sensor-Einbauwinkeln

In allen drei Fällen gilt die allgemeine Transformation

$$\vec{b}_s = \underline{M}_{sf} \vec{b}_f, \quad \vec{\Omega}_{Ks} = \underline{M}_{sf} \vec{\Omega}_{Kf}, \quad \Phi_s = \underline{M}_{sf} \Phi_f. \quad (2.6.4)$$

Die Transformationsmatrix wird analog zu \underline{M}_{fg} in Gl.2.2.1 gebildet mit der Eulerwinkelfolge Ψ_s, Θ_s, Φ_s (Drehachsen z_f, k_2s, x_s):

$$\underline{M}_{sf} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \Phi_s & \sin \Phi_s \\ 0 & -\sin \Phi_s & \cos \Phi_s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \Theta_s & 0 & -\sin \Theta_s \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \Theta_s & 0 & \cos \Theta_s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \Psi_s & \sin \Psi_s & 0 \\ -\sin \Psi_s & \cos \Psi_s & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (2.6.5)$$

2.6.2 Einfluß der Flugzeugrotation

Der Drehgeschwindigkeitsvektor $\vec{\Omega}_K$ ist für alle Punkte am starren Flugzeug gleich. Der Vektor der Translationsgeschwindigkeit am Punkt P des Flugzeugs ist aber eine Überlagerung des Vektors \vec{V}_{KS} am Schwerpunkt und einer durch die Flugzeugrotation hervorgerufenen Zusatzgeschwindigkeit $\Delta \vec{V}_K(P, \vec{\Omega}_K)$. Wird z. B. die Fluggeschwindigkeit am äußeren Flügel oder am Seitenleitwerk gemessen, so wird die Messung bei einer Rotation des Flugzeugs verfälscht, vgl. Bild 2.24. Wird der Meßpunkt P in flugzeugfesten Koordinaten durch den Positionsvektor (vom Schwerpunkt zum Meßpunkt)

$$\vec{r}_P = [x_P \ y_P \ z_P]^T \quad (2.6.6)$$

beschrieben, so ist die Zusatzgeschwindigkeit im Punkt P gleich

$$\Delta \vec{V}_K(P, \vec{\Omega}_K) = \vec{\Omega}_K \times \vec{r}_P = \begin{bmatrix} q_K z_P - r_K y_P \\ r_K x_P - p_K z_P \\ p_K y_P - q_K x_P \end{bmatrix}. \quad (2.6.7)$$

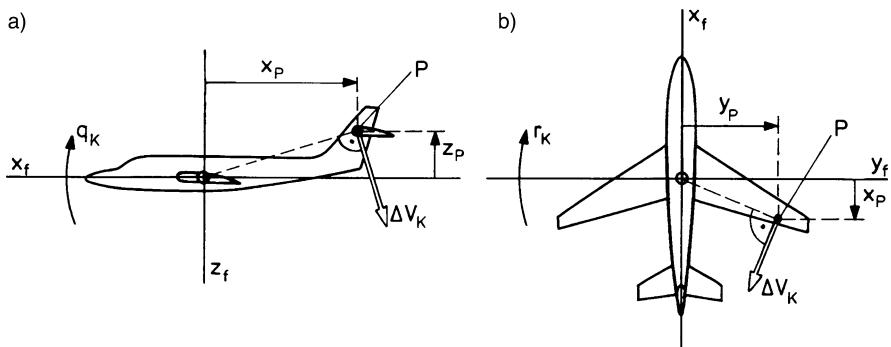


Bild 2.24 Zusatzgeschwindigkeiten durch Flugzeugrotation a) Nickbewegung b) Gierbewegung

Für die Gesamtgeschwindigkeit im Punkt P gilt

$$\vec{V}_K(P) = \vec{V}_K(S) + \Delta \vec{V}_K(P, \vec{\Omega}_K). \quad (2.6.8)$$

Bild 2.24 zeigt davon zwei Sonderfälle. Ein am Höhenleitwerk oder an der Flügel spitze angebrachtes Staurohr, das in x-Richtung misst, ist nach Gl.2.6.7 der Zusatz geschwindigkeit $\Delta V_A = q_K z_P - r_K y_P$ ausgesetzt, wobei x_P und z_P im Bild negativ sind. Es wird außerdem bei Flugzeugrotation schräg angeströmt, was weitere Meß fehler hervorrufen kann. Ein weiteres Beispiel betrifft die Anstell- und Schiebewinkel messung an einem Bugmast in einer Position x_P vor dem Flugzeugschwerpunkt. Mit Gl.2.2.17, 2.2.18 und 2.6.7 gilt für die dort gemessenen Zusatzwinkel

$$\Delta\beta \approx \frac{\Delta v_A}{V_A} = r_K \frac{x_P}{V_A} \quad (2.6.9)$$

$$\Delta\alpha \approx \frac{\Delta w_A}{V_A} = -q_K \frac{x_P}{V_A}. \quad (2.6.10)$$

Die durch elastische Biegeschwingungen hervorgerufenen Zusatzgeschwindigkeiten können in ähnlicher Weise modelliert werden.

2.6.3 Beschleunigungsvektor an einem beliebigen Punkt am Flugzeug

Werden Beschleunigungsmesser nicht genau im Flugzeugschwerpunkt angeordnet, so zeigen sie eine von Flugzeug-Drehgeschwindigkeit und -Drehbeschleunigung er zeugte Zusatzbeschleunigung an. Für die zeitliche Ableitung der Gesamtgeschwin digkeit nach Gl.2.6.8 (im Inertialraum) gilt nach Gl.2.3.5

$$\frac{d}{dt} (\vec{V}_K(P))^i_f = \frac{d}{dt} (\vec{V}_K(S) + \Delta \vec{V}_K(P))^f_f + \vec{\Omega}_K \times (\vec{V}_K(S) + \Delta \vec{V}_K(P))^f_f. \quad (2.6.11)$$

Einsetzen von Gl.2.6.7 liefert bei konstantem Positionsvektor \vec{r}_P die Zusatz beschleunigung am (flugzeugfesten) Punkt P

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} (\Delta \vec{V}_K(P))^i_f &= \frac{d}{dt} (\Delta \vec{V}_K(P))^f_f + \vec{\Omega}_K \times (\Delta \vec{V}_K(P))^f_f \\ &= \frac{d\vec{\Omega}_K}{dt} \times \vec{r}_P + \vec{\Omega}_K \times (\vec{\Omega}_K \times \vec{r}_P) \end{aligned} \quad (2.6.12)$$

$$= \begin{bmatrix} \dot{q}_K z_P - \dot{r}_K y_P \\ \dot{r}_K x_P - \dot{p}_K z_P \\ \dot{p}_K y_P - \dot{q}_K x_P \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} q_K p_K y_P - q_K^2 x_P - r_K^2 x_P + r_K p_K z_P \\ r_K q_K z_P - r_K^2 y_P - p_K^2 y_P + p_K q_K x_P \\ p_K r_K x_P - p_K^2 z_P - q_K^2 z_P + q_K r_K y_P \end{bmatrix}.$$

Diese Gleichung gibt die von Beschleunigungsmessern zusätzlich angezeigte spezifische Kraft \vec{b} an, vgl. Kap.9.3.1. Ein Beispiel soll diesen Zusammenhang verdeutlichen: Ein im Flugzeugcockpit in x_f -Achse ausgerichteter Beschleunigungsmesser (vgl. Bild 2.25) mißt folgende Komponenten der Zentripetalbeschleunigung

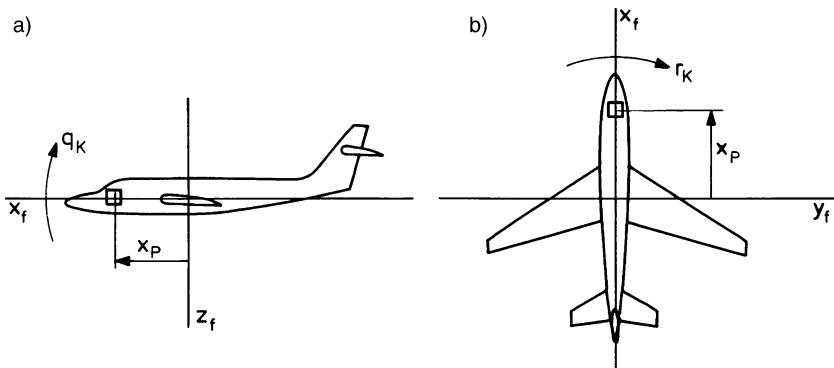


Bild 2.25 Beschleunigungsmessung im Cockpit

$$\Delta \ddot{x} = -x_P (q_K^2 + r_K^2) . \quad (2.6.13)$$

Am gleichen Punkt werden in y_f und z_f -Richtung folgende Anteile aus der Drehbeschleunigung gemessen

$$\Delta \ddot{y} = x_P \dot{r}_K \quad \text{und} \quad \Delta \ddot{z} = -x_P \dot{q}_K . \quad (2.6.14)$$

2.7 Vorzeichendefinition

Regeldifferenz

Die „Regeldifferenz“ y_d , auch Regelfehler³ genannt, wird an der Vergleichsstelle des Regelkreises aus der Differenz zwischen der Führungsgröße y_c und der Regelgröße y , entsprechend Bild 2.26, gebildet:

$$y_d = y_c - y , \quad \text{also} \quad y = y_c - y_d . \quad (2.7.1)$$

³ Alternativ zum Begriff „Regelfehler“ wird in vielen Lehrbüchern auch der Begriff „Regelabweichung“ verwendet und zwar meist für die positive aber auch für die negative Regeldifferenz. In [/DIN 19226](#), Teil 5/ wird geraten, nur die Benennung „Regeldifferenz“ zu benutzen. Diesem Vorschlag wird hier gefolgt.

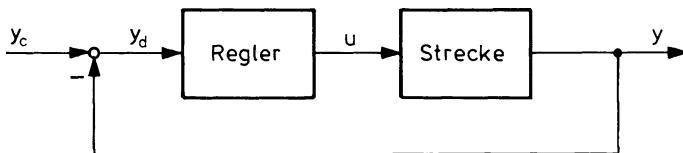


Bild 2.26 Vorzeichendefinition im Regelkreis

Dabei steht der Index c für Sollwert (*command value*). Wie man sieht, ändert sich das Vorzeichen der Regeldifferenz y_d gegensinnig zum Vorzeichen der Regelgröße y . Diese Festlegung entspricht /DIN 19226/. Sie wird hier für alle linearen Regelkreise einschließlich der Zustandsrückführung beibehalten im Interesse einer einheitlichen Schreibweise der charakteristischen Gleichung des Regelkreises. Die hier verwendete Vorzeichenkonvention steht damit im Gegensatz zu derjenigen, die in der Literatur zur Zustandsregelung (*state space theory*) gebräuchlich ist.

Abweichung vom Sollwert

Von der Regeldifferenz streng zu unterscheiden ist die Abweichung Δy einer Größe y von ihrem Sollwert y_c . Die „Abweichung vom Sollwert“ ist gegenüber der „Regeldifferenz“ mit entgegengesetztem Vorzeichen definiert (vgl. Gl.2.7.1) und durch ein vorangestelltes Δ gekennzeichnet:

$$\Delta y = y - y_c , \quad \text{also} \quad y = y_c + \Delta y , \quad (2.7.2)$$

so daß die Größe selbst (y) und die Abweichung (Δy) ihre Vorzeichen immer gleichsinnig ändern.

Abweichungen von Sollwerten werden z. B. in Kap.16 und 17 bei der Bahnregelung benutzt: fliegt ein Flugzeug oberhalb seiner Sollhöhe H_c , so ist entsprechend Bild 2.27a die Höhenabweichung ΔH positiv mit

$$H = H_c + \Delta H \quad \text{bzw.} \quad \Delta H = H - H_c . \quad (2.7.3)$$

Ist der Azimut (Steuerkurs) eines Flugzeugs größer als der Soll-Azimut, so ist die Azimutabweichung wie in Bild 2.27b positiv mit

$$\Psi = \Psi_c + \Delta \Psi \quad \text{bzw.} \quad \Delta \Psi = \Psi - \Psi_c . \quad (2.7.4)$$

Entsprechend wird bei den übrigen Größen verfahren, also auch:

$$V = V_c + \Delta V \quad \text{etc. .} \quad (2.7.5)$$

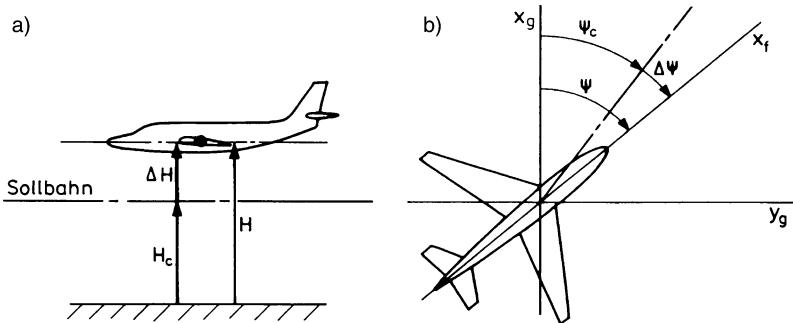


Bild 2.27 Zur Fehlerdefinition a) Höhenabweichung b) Azimutabweichung

Abweichung vom Referenzwert

Die Definition für die Abweichung vom Sollwert entspricht auch der, die bei der Linearisierung benutzt wird (s. [Kap.7.3.1](#)): die Abweichung δy des Istwertes y vom Referenzwert am Betriebspunkt y_0 , also die „Abweichung vom Referenzwert“, wird definiert als:

$$\delta y = y - y_0 , \quad \text{also} \quad y = y_0 + \delta y . \quad (2.7.6)$$

Literaturverzeichnis zu Kapitel 2

Brockhaus, R.: Definition von Bestimmungsgrößen der Flugzeugposition unter Verwendung von Wegpunktpeilungen. Z. Flugwiss. Weltraumf. 19, S. 289–293, 1995.

Brockhaus, R.: Ein Vorschlag für die Wahl der Zustandsvariablen in den Bewegungsgleichungen von Flugzeugen unter Windeinfluß. Z. Flugwiss. Weltraumf. 9, S. 376–382, Heft 6, 1985.

Bronstein, I.N., Semendjajew, K.: Taschenbuch der Mathematik. 21. Auflage, Verlag Harry Deutsch, Zürich 1982.

Etkin, B.: Dynamics of atmospheric flight. Wiley, London 1972.

Schlichting, H., Truckenbrodt, E.: Aerodynamik des Flugzeugs, Band 1. Springer, Berlin 1967.

Schulz, W., Ludwig, R.: Die Koordinatensysteme der Flugmechanik. Z. Flugwiss. 2, S. 96–104, 1954.

- Begriffe, Größen und Formelzeichen der Flugmechanik – Bewegung des Luftfahrzeugs gegenüber der Luft. DIN 9300 Teil 1, Beuth Verlag GmbH, Berlin 1990.
- Begriffe, Größen und Formelzeichen der Flugmechanik – Bewegung des Luftfahrzeugs und der Atmosphäre gegenüber der Erde. DIN 9300 Teil 2, Beuth Verlag GmbH, Berlin 1990.
- Begriffe, Größen und Formelzeichen der Flugmechanik – Derivate von Kräften, Momenten und ihren Beiwerten. DIN 9300 Teil 3 (Entwurf), Beuth Verlag GmbH, Berlin 1992.
- Begriffe, Größen und Formelzeichen der Flugmechanik – Größen bei Messungen. DIN 9300 Teil 5 (Entwurf), Beuth Verlag GmbH, Berlin 1992.
- Begriffe, Größen und Formelzeichen der Flugmechanik – Geometrie des Luftfahrzeugs. DIN 9300 Teil 6, Beuth Verlag GmbH, Berlin 1990.
- Navigation – Begriffe, Abkürzungen, Formelzeichen, grafische Symbole. DIN 13312, Beuth Verlag GmbH, Berlin 2005.
- Flight Dynamics – Concepts, quantities, and symbols – Part 1: Aircraft motion relative to the air. ISO 1151-1, International Organisation for Standardization, 1988.

- Flight Dynamics – Concepts, quantities, and symbols – Part 2: Motions of the aircraft and the atmosphere relative to the Earth. ISO 1151-2, International Organisation for Standardization, 1985.
- Flight Dynamics – Concepts, quantities, and symbols – Part 3: Derivatives of forces, moments and their coefficients. ISO 1151-3, International Organisation for Standardization, 1989.
- Flight Dynamics – Concepts, quantities, and symbols – Part 4: Parameters used in the study of aircraft stability and control. ISO 1151-4, International Organisation for Standardization, 1989.
- Flight Dynamics – Concepts, quantities, and symbols – Part 5: Quantities used in measurements. ISO 1151-5, International Organisation for Standardization, 1987.
- Flight Dynamics – Concepts, quantities, and symbols – Part 6: Aircraft geometry. ISO 1151-6, International Organisation for Standardization, 1982.
- Flight Dynamics – Concepts, quantities, and symbols – Part 7: Flight points and flight envelopes. ISO 1151-7, International Organisation for Standardization, 1985.
- Flight Dynamics – Concepts, quantities, and symbols – Part 8: Concepts and quantities used in the study of the dynamic behaviour of the aircraft. ISO 1151-8, International Organisation for Standardization, 1992.
- Flight Dynamics – Concepts, quantities, and symbols – Part 9: Models of atmospheric motions along the trajectory of the aircraft. ISO 1151-9, International Organisation for Standardization, 1993.
- Regelungstechnik und Steuerungstechnik. Teil 1 bis 6, DIN 19226, Beuth Verlag GmbH, Berlin 1994.

Kapitel 3

Äußere Kräfte und Momente

Die äußeren, am Flugzeug angreifenden Kräfte sind die aerodynamischen Kräfte und der Triebwerksschub. Durch sie kann ein Körper, der schwerer als Luft ist, fliegen. Sie sind kontinuierlich so modifizierbar, daß Flugbahn und Fluglage gesteuert werden können. Die Kenntnis der Entstehung von aerodynamischem Auftrieb, Widerstand und Triebwerksschub ist also wichtig, um zu wissen, wie ein Flugzeug fliegt und wie Flugbahn und Fluglage gesteuert und geregelt werden können. Bevor die Differentialgleichungen der Flugzeugbewegung in [Kapitel 5](#) aufgestellt werden, soll deshalb dieses Kapitel eine Einführung in die Flugphysik geben. Es soll erstens erläutern, unter welchen Bedingungen ein stabiler Flug möglich ist, zweitens, welche Möglichkeiten zur Steuerung von Flugbahn und Fluglage existieren, und drittens, welche Rückwirkungen die Flugzeugbewegung auf den Kräfte- und Momentenhaushalt hat. Es wird schließlich nötig sein, die Grundprinzipien der Schuberzeugung mit Hilfe luftatmender Triebwerke zu erläutern und auf die schwierig zu erfassende Wechselwirkung zwischen Triebwerksschub und Aerodynamik hinzuweisen. Zu den äußeren Kräften und Momenten sind in flugmechanischen Lehrbüchern wie [/Etkin 72/, /Hafer Sa 80/, /Lecomte 62/, /McCormick 79/ weitere Einzelheiten zu finden.](#)

3.1 Die Erzeugung aerodynamischer Kräfte

Die Erzeugung von Auftrieb ist notwendigerweise verbunden mit der Erzeugung von Widerstand und Momenten. Das hat zwei wichtige Konsequenzen:

1. Durch den aerodynamischen Widerstand wird Leistung abgeführt, diese muß laufend ersetzt werden aus
 - potentieller Energie (bewirkt Höhenverlust),
 - Energie aus dem Luftfeld (z. B. Segelflug im Aufwind),
 - Triebwerksschub (aus Treibstoff zugeführte Leistung).
2. Für einen stationären Flug ist Momentengleichgewicht nötig. Dieses ist durch geeignete Trimm-Momente – aerodynamische oder andere – herzustellen.

Auftrieb wird erzeugt durch Druckunterschiede zwischen Ober- und Unterseite eines angeströmten Körpers. Maßgebend ist dabei die Anströmgeschwindigkeit, d. h. die Relativgeschwindigkeit zwischen Körper und umgebender Luft. Dabei ist es unerheblich, ob sich der Körper in einem ruhenden Luftfeld bewegt (Freiflug), oder ob ein ruhender Körper angeblasen wird (Windkanal). Das entstehende Strömungsfeld ist vom Körper aus gesehen in beiden Fällen gleich.

In der flugmechanischen Literatur geht man im allgemeinen davon aus, daß ein Flugzeug sich in einem ruhenden Luftfeld bewegt wie in Bild 3.1a angedeutet, und definiert eine Fluggeschwindigkeit \vec{V}_A , die gleich der Translationsgeschwindigkeit des Flugzeugschwerpunktes ist. Sie ist bei ruhender Luft gleich der Bahngeschwindigkeit \vec{V}_K des Flugzeugs. Mit der Windgeschwindigkeit \vec{V}_W (relativ zur Erde) gilt für die Relativgeschwindigkeit zwischen Flugzeug und umgebendem Luftfeld die Vektorgleichung

$$\vec{V}_A = \vec{V}_K - \vec{V}_W . \quad (1.2.18)$$

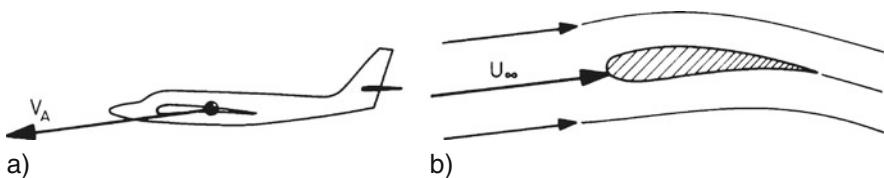


Bild 3.1 Definition des Geschwindigkeitsvektors a) flugmechanische, b) aerodynamische Betrachtungsweise

In der aerodynamischen Literatur herrscht dagegen die Vorstellung des angeströmten Körpers (im Windkanal) vor. Der Geschwindigkeitvektor \vec{U}_∞ wird in Richtung auf den Körper gezeichnet, vgl. Bild 3.1b. Es ist hiermit die Translationsgeschwindigkeit der vom Körper unbeeinflußten Luftmasse gemeint (unendlich weit vor dem Körper). Im Vergleich zur flugmechanischen Betrachtung gilt

$$\vec{U}_\infty = -\vec{V}_A . \quad (3.1.1)$$

Der Vektor \vec{U}_∞ ist bei ruhendem Körper also identisch mit \vec{V}_W in Gl.1.2.18. Wegen der anschaulichkeit der aerodynamischen Betrachtungsweise wird diese in den Bildern dieses Kapitels verwendet. Diese sind jeweils so zu verstehen, daß ein ruhender Körper angeströmt wird. In den Gleichungen tritt V_A nur als skalare Größe auf, so daß die Vorzeichenumkehr unerheblich ist. Bei der Aufstellung der Bewegungsgleichungen in [Kapitel 5](#) sowie in allen folgenden Kapiteln wird allerdings \vec{V}_A als Vektor der Translationsgeschwindigkeit des Flugzeugschwerpunkts relativ zum umgebenden Luftfeld entsprechend seiner Definition in [Kap.2.2](#) und [/DIN 9300 - 1/](#) verwendet.

Die Vorstellung einer Relativgeschwindigkeit zwischen Flugzeug und Luft läßt sich auch auf die Rotationsbewegung übertragen, vgl. Kap.1.2.6. Ein Beispiel soll das verdeutlichen. In Bild 3.2 ist ein positiver Geschwindigkeitsgradient $w_{Wx} = \partial w_W / \partial x$ eingezeichnet. Er sagt aus, daß der Flugzeugbug von oben und das Flugzeugheck von unten angeströmt wird. Infolge der örtlichen Zusatzgeschwindigkeit hat der Anströmgeschwindigkeitsvektor \vec{V}_H am Höhenleitwerk einen größeren Winkel gegenüber der x -Achse als der Vektor \vec{V}_{AL} am Flügel.

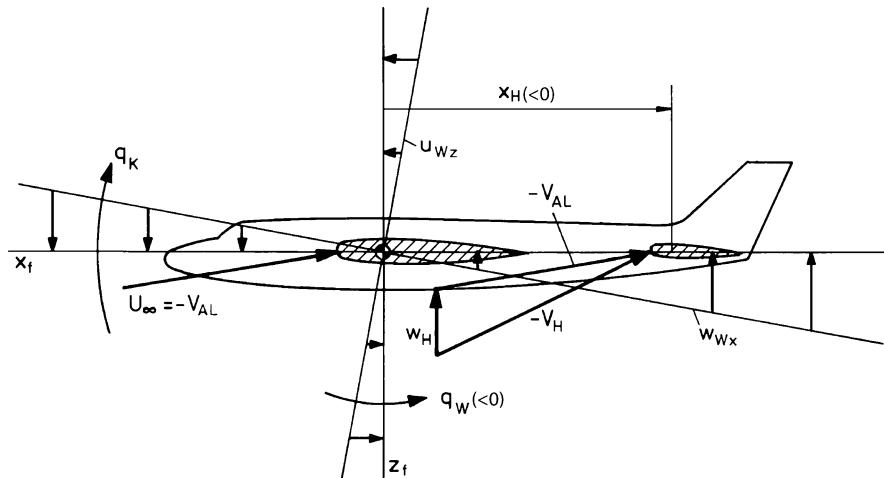


Bild 3.2 Flugzeuganströmung bei positiver Nickgeschwindigkeit q_K oder negativer Drehung q_W des umgebenden Luftfeldes (x_H – Abstand Schwerpunkt – Höhenleitwerks-Neutralpunkt)

Fügt man einen negativen Windgradienten u_{Wz} hinzu (dessen Wirkung wegen der kleinen z -Ausdehnung des Flugzeugs vernachlässigbar ist), so können beide Gradienten auf eine negative Rotationsgeschwindigkeit ($q_W < 0$) des umgebenden Luftfeldes zurückgeführt werden. Dieser Fall tritt z. B. ein, wenn ein Flugzeug die Wirbelschleppe eines anderen Flugzeugs durchquert.

Exakt die gleichen Verhältnisse liegen vor, wenn das Flugzeug eine positive Nickgeschwindigkeit q_K hat. Für die am Flugzeug entstehenden Kräfte und Momente ist allein die Relativbewegung

$$q_A = q_K - q_W \quad (1.2.24)$$

verantwortlich. Eine Verallgemeinerung dieser Zusammenhänge auf den gesamten Drehgeschwindigkeitsvektor liefert analog zu Gl.1.2.18

$$\vec{\Omega}_A = \vec{\Omega}_K - \vec{\Omega}_W. \quad (2.2.35)$$

3.1.1 Auftriebserzeugung

Die Auftriebserzeugung lässt sich mit Hilfe einer einfachen Modellvorstellung beschreiben. Das Geschwindigkeitsfeld um einen Tragflügel kann man als die Überlagerung einer Parallelströmung mit der Translationsgeschwindigkeit U_∞ und eines senkrecht dazu drehenden Potentialwirbels mit der Zirkulation Γ darstellen, vgl. Bild 3.3a. Die daraus resultierende Geschwindigkeitserhöhung auf der Profiloberseite führt dort zu einer Druckerniedrigung, die Geschwindigkeitsreduktion an der Profilunterseite zu einer Druckerhöhung, vgl. Bild 3.3b. Die Integration der Druckdifferenz Δp über die Flügelfläche führt zum Gesamtauftrieb, der wie folgt ausgedrückt werden kann /[Schlichting Tr 67](#)/

$$A = \frac{\rho}{2} V_A^2 S C_A = \bar{q} S C_A . \quad (1.2.1)$$

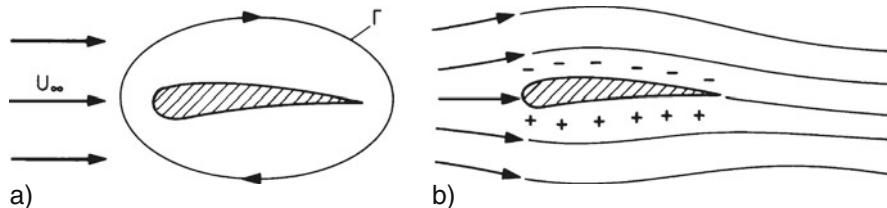


Bild 3.3 Auftriebsmodell eines Tragflügels

Der Auftrieb ist also proportional dem Staudruck \bar{q} (d. h. der Luftdichte ρ und dem Quadrat der Anströmgeschwindigkeit V_A), der Flügelfläche S und einem dimensionslosen Beiwert C_A . Letzterer ist von der Geometrie des umströmten Körpers und vom Anstellwinkel abhängig.

Einfluß des Anstellwinkels

Für eine ebene Platte mit unendlicher Spannweite ist nach der Theorie für reibunglose, inkompressible Strömung (Bild 3.4a), also im Unterschall, der Auftriebsbeiwert als Funktion des Anstellwinkels

$$C_A = 2\pi\alpha . \quad (3.1.2)$$

Bei einem realen Flügel endlicher Länge ist der Auftriebsbeiwert kleiner. Die Angriffslinee des anstellwinkelabhängigen Auftriebs, die sogenannte $\bar{c}/4$ -Linie, liegt um 25% der Flügeltiefe \bar{c} hinter der Flügelvorderkante. Eine gewölbte Platte liefert bereits für Anstellwinkel null gegenüber ihrer Sehne einen Auftrieb, vgl. Bild 3.4b. Der hier entstehende, α -unabhängige (Profil-) Auftrieb ist proportional der Wölbung t/\bar{c} und greift an der $\bar{c}/2$ -Linie an, es ist

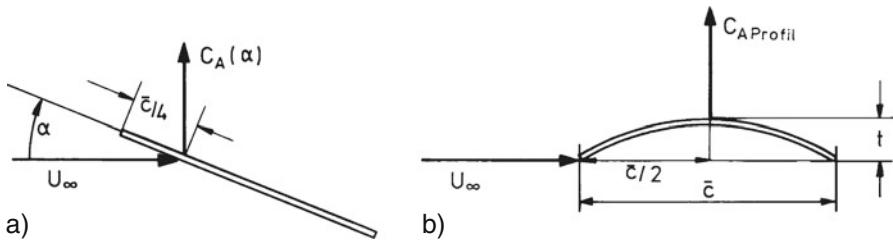


Bild 3.4 Zum Auftriebsbeiwert eines unendlich langen Flügels in Unterschallströmung
a) ebene Platte, b) gewölbte Platte

$$C_{A(\alpha=0)} = 4\pi t/\bar{c}. \quad (3.1.3)$$

Die lineare Überlagerung beider Effekte liefert für den Gesamtauftriebsbeiwert der angestellten, gewölbten Platte

$$C_A = 2\pi(\alpha + 2t/\bar{c}). \quad (3.1.4)$$

Mit dem Derivativ des Auftriebsanstiegs (*lift slope*)

$$C_{A\alpha} = \frac{\partial C_A}{\partial \alpha} \quad (3.1.5)$$

lässt sich der Beiwert C_A auch schreiben

$$C_A = C_{A(\alpha=0)} + C_{A\alpha}\alpha. \quad (3.1.6)$$

Beide Auftriebsanteile erzeugen ein Nickmoment. Es gilt beispielsweise für den Bezugspunkt Flügelvorderkante (Index FIVk) nach Bild 3.4

$$M_{FIVk} = -\frac{\rho}{2} V_A^2 S \bar{c} \left[\frac{1}{2} C_{A(\alpha=0)} + \frac{1}{4} C_{A\alpha} \alpha \right]. \quad (3.1.7)$$

Der dimensionslose Momentenbeiwert

$$C_{mFIVk} = - \left[\frac{1}{2} C_{A(\alpha=0)} + \frac{1}{4} C_{A\alpha} \alpha \right] = C_{m(\alpha=0)} + C_{m\alpha} \alpha \quad (3.1.8)$$

besteht ebenfalls aus einem von α unabhängigen und einem von α linear abhängigen Anteil. Er ist wie das Moment selbst eine Funktion des Bezugspunktes. Der Punkt, um den das Moment null ist (= momentaner Angriffspunkt des Gesamtauftriebs), wird als Druckpunkt bezeichnet. Dieser wandert vom $\bar{c}/2$ -Punkt (für $\alpha = 0$) mit wachsendem α in den $\bar{c}/4$ -Punkt.

Für Anstellwinkel bis etwa 15° ist der Auftriebsanstieg $C_{A\alpha}$ konstant, einen typischen Verlauf zeigt Bild 1.5. Wächst α weiter an, so löst sich die Flügelumströmung an der Oberseite unter Wirbelbildung ab, wodurch sich der Auftriebsanstieg

verringert und nach Erreichen des Maximalauftriebs negativ wird. In diesem „überzogenen“ Strömungszustand bricht der Auftrieb bei weiter wachsendem α schnell zusammen.

Bei einem Flügel mit endlicher Spannweite findet an den Flügelenden ein Druckausgleich statt und die Zirkulation setzt sich in Form von Randwirbeln nach hinten fort, vgl. Bild 3.5. Die nach innen drehenden Wirbel induzieren eine Zusatzanströmung des Flügels von oben, was zu einer Reduzierung des örtlichen Anstellwinkels α um den induzierten Anstellwinkel α_i führt (letzterer ist bei elliptischer Zirkulationsverteilung proportional dem Auftriebsbeiwert C_A). Dadurch entsteht außerdem hinter dem Flügel ein Abwind, der den wirksamen Anstellwinkel am Leitwerk verringert. Durch Wahl der Flügelgeometrie und einer Verwindung des Flügels versucht man, α_i so klein wie möglich zu halten.

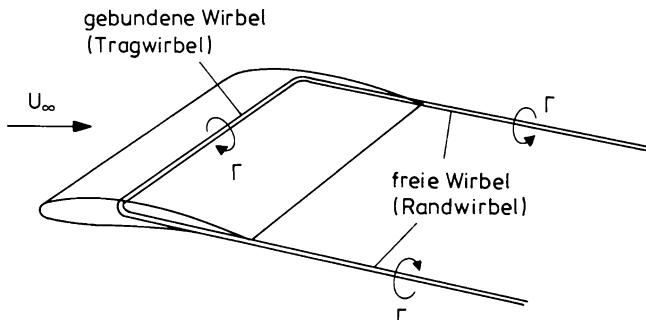


Bild 3.5 Hufeisenwirbel an einem Flügel endlicher Spannweite (nach [/Truckenbrodt 90/](#))

Einfluß der Machzahl

Neben Staudruck, Anstellwinkel und Flügelprofil ist die Machzahl ($M = V_A/a$) die wichtigste, den Auftrieb beeinflussende Größe. Während ihr Einfluß bis etwa $M = 0,3$ vernachlässigbar ist und bis $M = 0,7$ weniger als 40% beträgt, hat sie im Transsonisch- und Überschallbereich durch die damit verbundenen Kompressibilitätseffekte entscheidende Bedeutung. Die folgenden Erläuterungen gelten vereinfachend für eine zweidimensionale Betrachtungsweise.

Im Unterschallbereich wachsen die Drücke am Flügel mit zunehmender Machzahl an, wodurch auch C_A und $C_{A\alpha}$ ansteigen. Die Prandtl-Glauert-Regel liefert für $C_{A\alpha}$ im Bereich $M < 1$

$$C_{A\alpha}(M) = \frac{1}{\sqrt{1 - M^2}} C_{A\alpha(M=0)} - \frac{2\pi}{\sqrt{1 - M^2}}, \quad (3.1.9)$$

worin $C_{A\alpha(M=0)}$ der Wert im inkompressiblen Fall ist (gültig bis etwa $M \leq 0,3$) und die Näherung für die ebene Platte gilt. Im Überschallbereich ($M > 1$) ändert die Strömung vollständig ihren Charakter, da Druckstörungen sich nur in Strömungsrichtung fortsetzen können, vgl. Bild 3.6. Bei einer mit Überschall angestromten

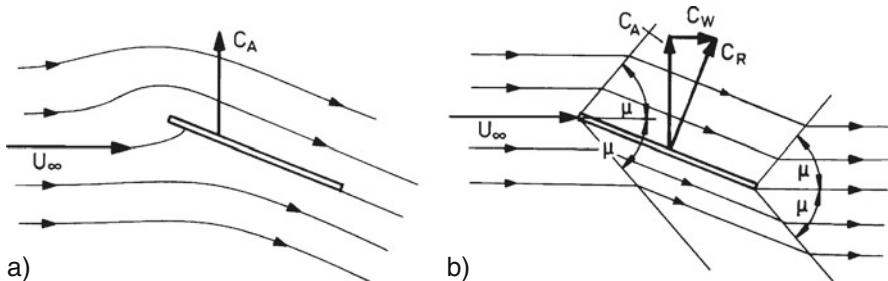


Bild 3.6 Strömung um eine ebene Platte a) $M < 1$, b) $M > 1$ (C_w – Wellenwiderstandsbeiwert)

ebenen Platte treten an Vorder- und Hinterkante Druckstöße auf. Die Stromlinien laufen parallel zur freien Anströmung bzw. parallel zur Plattenoberfläche und haben an den Druckstößen und Expansionen einen unstetigen Verlauf.

Der Öffnungswinkel μ des Machschen Kegels ergibt sich zu

$$\mu = \arctan \frac{1}{\sqrt{M^2 - 1}} . \quad (3.1.10)$$

Nach der Ackeretschen Regel ist der Auftriebsbeiwert der ebenen Platte bei $M > 1$ nur von Machzahl und Anstellwinkel abhängig

$$C_A = 4\alpha \tan \mu = \frac{4}{\sqrt{M^2 - 1}} \alpha = C_{A\alpha} \alpha . \quad (3.1.11)$$

Die Resultierende des Auftriebs greift im $\bar{c}/2$ -Punkt an, es findet also gegenüber $M < 1$ eine Verschiebung des Auftriebs-Angriffspunktes (Druckpunktwanderung) nach hinten statt.

Wirkung von Flügelklappen

Zur Veränderung von Auftrieb und Widerstand werden Tragflächen an Hinterkante und/oder Vorderkante mit Klappen versehen. Aus der großen Zahl verschiedener Bauformen sind in Bild 3.7 die gebräuchlichsten gezeigt. Die einfache Hinterkantenklappe (a), die hauptsächlich für Ruder verwendet wird, vergrößert die Flügelwölbung (t/\bar{c}) und damit den Auftrieb. Ausfahrbare Hinterkantenklappen (flaps) (b), (c) vergrößern zusätzlich die Flügeltiefe \bar{c} , wodurch der Auftrieb weiter ansteigt. Sie werden mit Spalten versehen, um der Strömung an der Oberseite Energie zuzuführen und eine Strömungsablösung zu höherem Anstellwinkel hinauszuschieben.

Auch mit Nasenklappen (slats) (d), (e) kann je nach Bauform die Flügelwölbung und die Flügeltiefe vergrößert werden, um die Wirkung der Hinterkantenklappen zu erhöhen (ein gleichzeitiges Ausschlagen verringert zudem das zusätzliche Flügelmoment). Sie werden häufig mit einem Spalt versehen, um eine Strömungsablösung an der Vorderkante zu verhindern.

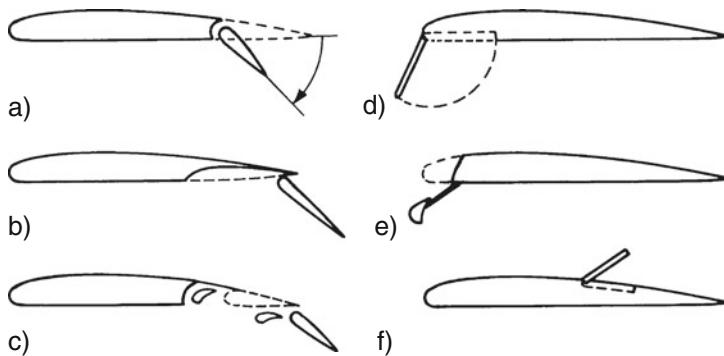


Bild 3.7 Bauformen von Flügelklappen. a) Wölbungsklappe, Ruder (*flap*),
b) Fowlerklappe (*Fowler flap*), c) Doppel-Spaltklappe
(*double slotted flap*), d) Krügerklappe (*Krieger flap*),
e) Nasen-Spaltklappe (*extensible slat*), f) Störklappe (*spoiler*)

Wie Bild 3.8 zeigt, wird durch Hinterkantenklappen die Auftriebskennlinie hauptsächlich zu höherem C_A -Wert verschoben (a–c), während durch Ausschlägen der Nasenklappen die Kennlinie zu höherem Anstellwinkel hin verlängert wird (a–b). Beide werden koordiniert als Hochauftriebshilfen im Langsamflug eingesetzt.

Schließlich können auf der Flügeloberseite sogenannte Störklappen (*spoiler*) angebracht sein (Bild 3.7f), um die Strömung örtlich zur Ablösung zu bringen und damit den Auftrieb drastisch zu reduzieren. Sie werden – gleichzeitig beidseitig ausgefahren – in der Luft als Luftbremsen (*airbrakes*) eingesetzt und am Boden bei der Landung – nach dem Aufsetzen – zur Vernichtung des Auftriebes (*lift dump*). Mit einseitigem Ausschlag werden sie zur Unterstützung der Rollsteuerung genutzt und sind für Verkehrsflugzeuge bei transsonischen Machzahlen wichtig, wenn die äußeren Querruder wegen der Aeroelastizität des Flügels erheblich an Wirkung verlieren.

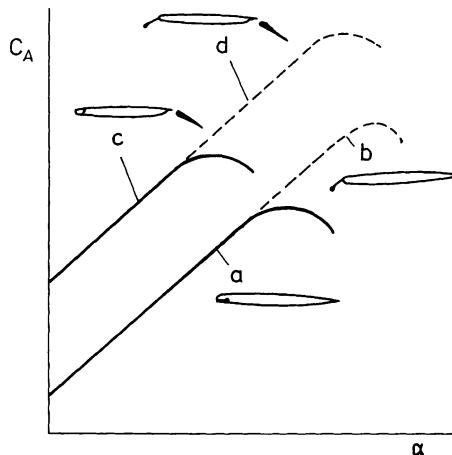


Bild 3.8 Einfluß von Flügelklappen auf die Auftriebskennlinie (nach /Truckenbrodt 90/)

Mit allen Klappentypen werden nicht nur der Flügelauftrieb, sondern auch Widerstand und Flügelmoment in unterschiedlicher Zuordnung modifiziert. Eine generelle Modellierung der Klappenwirkung ist wegen der großen Abhängigkeit von der Flügelgeometrie nicht möglich.

3.1.2 Der aerodynamische Widerstand

Als Widerstand wird die Komponente der Luftkraft parallel zur Anströmrichtung (entgegen der Bewegungsrichtung) bezeichnet. Er setzt sich zusammen aus den Anteilen Profilwiderstand, induzierter Widerstand, Wellenwiderstand (nur im Überschallflug) und Trimmwiderstand. Allein induzierter Widerstand und Wellenwiderstand hängen ursächlich mit der Auftriebserzeugung zusammen. Die übrigen Anteile sind dem parasitären Widerstand zuzurechnen.

Profilwiderstand (auch: Nullwiderstand)

Die Luft ist ein reibungsbehaftetes Strömungsmedium. Wird ein Körper von Luft umströmt, so treten senkrecht zu seiner Oberfläche Druckkräfte auf und tangential zu ihr Schubkräfte. Dementsprechend unterscheidet man Druckwiderstand und Reibungswiderstand. Der Druckwiderstand ist gleich dem Integral der auf die Körperoberfläche wirkenden Druckkräfte und ist proportional der Stirnfläche des Körpers in Strömungsrichtung. Er ist stark von der Machzahl abhängig. Der Reibungswiderstand entsteht durch viskose Scherkräfte in der Grenzschicht über der benetzten Körperoberfläche, er ist proportional dieser Fläche und ihrer Oberflächenrauhigkeit.

Beide Widerstandsanteile bestimmen den Minimalwert des Widerstandes. Sie werden nicht nur von Flügel und Leitwerk, sondern auch von Rumpf, Triebwerksgondeln usw. erzeugt, d. h. betreffen die gesamte Flugzeugoberfläche und werden in dem Beiwert $C_{W\min}$ zusammengefaßt.

Wellenwiderstand

Während bei Unterschallströmung der Vektor der resultierenden Luftkraft \vec{R}_A fast senkrecht auf der Anströmrichtung steht, steht er bei Überschallströmung auf Grund der besonderen Druck- und Strömungsverhältnisse senkrecht zur Flügeloberfläche, d. h. in guter Näherung senkrecht auf der Flügelsehne (vgl. Bild 3.6b). Die Komponente der resultierenden Luftkraft in Anströmrichtung bei $M > 1$ wird als Wellenwiderstand bezeichnet. Sein Beiwert ist vom Anstellwinkel und vom Dickenverhältnis des Flügels t/\bar{c} abhängig.

Aus diesem Grunde wählt man für Überschallflugzeuge ein möglichst dünnes Flügelprofil. In Bild 3.9 wird deutlich, daß der Widerstand insbesondere im Transsonnenschnellbereich sehr stark anwächst. Im hohen Unterschallbereich ($M > 0,8$) tritt am Flügel örtlich Überschall-Geschwindigkeit auf, was mit Verdichtungsstößen und Widerstandsanstieg verbunden ist. Springen die Verdichtungsstöße auf dem Profil vor und zurück, so spricht man von *buffeting* (deutsch: „Schütteln“). Da dieses

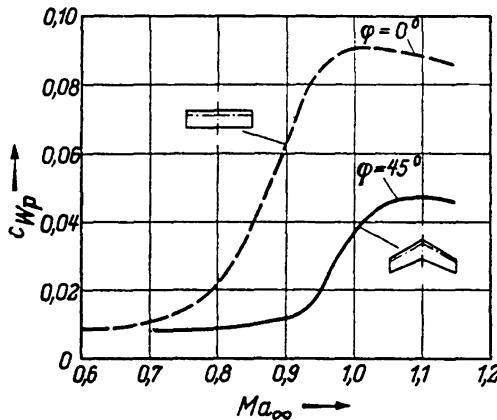


Bild 3.9 Profilwiderstandsbeiwert als Funktion der Machzahl für einen Flügel mit und ohne Pfeilung (aus [/Schlichting Tr 60/](#))

Phänomen stark wechselnde Nickmomente erzeugt, ist seine Entstehung auf jeden Fall zu vermeiden, d. h. der erlaubte Geschwindigkeitsbereich ist zu begrenzen.

Eine Pfeilung des Flügels trägt dazu bei, den Widerstandsanstieg zu größerer Machzahl hin zu verschieben, vgl. Bild 3.9. Sie wird deswegen heute bei allen Transportflugzeugen eingesetzt, die im hohen Unterschallbereich fliegen.

Induzierter Widerstand

Beim Flügel endlicher Streckung ist die Auftriebserzeugung mit einer Wirbelbildung an den Flügelenden verbunden, wie oben ausgeführt. Diese Randwirbel induzieren eine örtlich unterschiedliche Anstellwinkeländerung α_i . Während der erzeugte Auftrieb in einer Unterschallströmung grundsätzlich senkrecht auf der Anströmrichtung steht, wird die resultierende Luftkraft R^A durch den induzierten Anstellwinkel α_i rückwärts geschwenkt, wie in Bild 3.10 gezeigt. Die Komponente von R^A in Richtung der ungestörten Anströmrichtung U_∞ wird als induzierter Widerstand bezeichnet. Für seinen Beiwert gilt (als Integral über die von y abhängigen örtlichen Beiwerte)

$$C_{Wi} = C_R \sin \alpha_i \approx C_A \alpha_i . \quad (3.1.12)$$

Da α_i proportional zu C_A ist, nimmt C_{Wi} quadratisch mit dem Auftriebsbeiwert zu. Für den Gesamtwiderstand gilt somit

$$C_W = C_{W\min} + C_{Wi} = C_{W\min} + k C_A^2 . \quad (3.1.13)$$

Dieser Zusammenhang wurde schon von Lilienthal in Polarenform dargestellt, dieses ist auch heute noch die gebräuchlichste Darstellungsform. Bild 3.11 zeigt hierfür

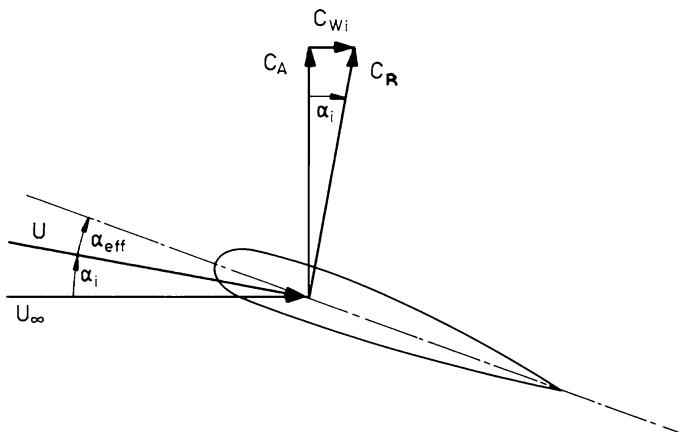


Bild 3.10 Zur Entstehung des induzierten Widerstandes (Schnitt durch einen Flügel endlicher Spannweite)

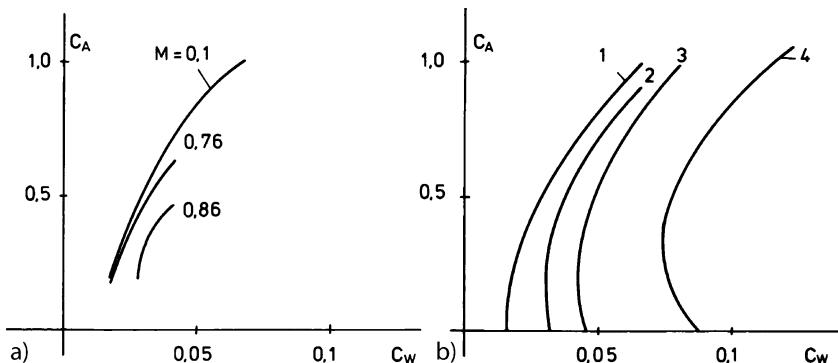


Bild 3.11 Widerstandspolare eines Verkehrsflugzeugs
 a) Einfluß der Machzahl,
 b) Einfluß der Klappenstellung 1) clean 2) 16° slats, 0° flaps
 3) 16° slats, 17° flaps 4) 24° slats, 32° flaps

zwei Beispiele. Liegt der Scheitelpunkt der Parabel ($C_{W\min}$) nicht auf der Abszisse, so läßt sich Gl.3.1.13 genauer schreiben

$$C_W = C_{W\min} + k (C_A - C_A(C_{W\min}))^2 . \quad (3.1.14)$$

Trimmwiderstand

Für einen stationären Flug muß die Summe aller Momente am Flugzeug null sein. Das wird durch entsprechenden Ausschlag (Trimming) der Leitwerksflächen erreicht. Dabei wird am Leitwerk Widerstand induziert. Vielfach ist sogar ein Abtrieb am Höhenleitwerk erforderlich, der durch Zusatzauftrieb am Flügel kompensiert werden muß, vgl. Kap.15.4.1. Die Summe des zum Momentenausgleich parasitär

erzeugten Widerstandes wird als Trimmwiderstand bezeichnet. Dieser verursacht vor allem in lang andauernden Flugphasen wie dem Reiseflug merkliche Kosten durch erhöhten Treibstoffverbrauch und muß daher minimiert werden. Der Angriffspunkt des Gesamtauftriebs (Druckpunkt) verlagert sich mit steigendem Anstellwinkel nach vorn (Kap.3.2.1) und im Transschallbereich mit steigender Machzahl nach hinten (Bild 3.6). Um dieses auszugleichen, verfügen moderne Autopiloten über die Betriebsarten „ α -Trim“ und „Mach-Trim“, die den Höhenleitwerkseinstellwinkel i_H verstetzen. Da der Momentenhaushalt sich zwischen Unterschall- und Überschallflug drastisch ändert, muß besonders bei Überschallflugzeugen nach anderen Lösungen zum Momentenausgleich gesucht werden. Bei der Concorde wird durch Umpumpen von ca. 30% des Treibstoffs die Schwerpunktlage so verändert, daß der Trimmwiderstand im gesamten Flugbereich minimiert wird.

3.2 Bedingungen für stationären Flug

Um die Bedingungen für den stationären Flug zu verstehen, müssen die aerodynamischen Kräfte an Flügel und Leitwerk und das Momentengleichgewicht um den Schwerpunkt betrachtet werden. Der Flugzeugrumpf trägt nur wenig zur Auftriebs- und Momentenerzeugung bei, trotzdem sind dessen Anteile nicht zu vernachlässigen. Sie werden üblicherweise den Flügelanteilen hinzugerechnet, man spricht dann von dem Auftrieb oder dem Moment der Flügel-Rumpf-Kombination.

3.2.1 Federkonstante der Längsbewegung („statische Stabilität“)

Damit ein Flugzeug stabil stationär fliegen kann, müssen drei Bedingungen gleichzeitig erfüllt sein, vgl. Kap.1.2.3:

- Die Summe aus Auftrieb, Widerstand, Schub und Gewicht ist null (nach Gl.1.3.2 und 1.3.3 gilt näherungsweise $A = G$ und $W = F$).
- Der Momentenvektor um den Flugzeugschwerpunkt ist null.
- Der Flugzustand muß stabil sein, d. h. nach einer Störung des Flugzustandes muß das Flugzeug in seine Ausgangslage zurückkehren.

Daraus ergeben sich für das Nickmoment M um die y -Achse die Forderungen:

- $M > 0$ für $A = 0$, damit das Flugzeug aufnickt, um einen positiven Anstellwinkel und damit den notwendigen Auftrieb einzustellen;
- $\partial M / \partial \alpha < 0$, damit das Flugzeug bei Störung des Anstellwinkels, z. B. durch eine Windbö, wieder zu seinem Gleichgewichtszustand zurückkehrt.

Das Moment $M(\alpha)$ muß also die Eigenschaft einer Rückholfeder haben, die nach Auslenkung den Zustand auf den vorherigen Arbeitspunkt zurückführt. Für den Nickmomentenbeiwert C_m gelten somit die Forderungen

$$C_{m(A=0)} > 0 \quad (3.2.1)$$

$$\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} = C_{m\alpha} < 0. \quad (3.2.2)$$

Hierin ist $C_{m(A=0)}$ der Momentenbeiwert bei Auftrieb null („Nullmoment“). Die Eigenschaft $C_{m\alpha} < 0$ wird allgemein als „statische Stabilität“ bezeichnet und ist eine der wichtigsten flugmechanischen Kenngrößen. Sie ist gleichbedeutend mit der Forderung einer positiven Federkonstante, welche allerdings keine hinreichende Stabilitätsbedingung darstellt (vgl. ausführliche Diskussion des Stabilitätsbegriffs in Kap. 8.1.4, sowie den vorzuhaltenden Begriff „positive pitch stiffness“ bei / [Etkin 72](#)/).

Die an einem angeströmten Flügel erzeugten Wirkungen entsprechen näherungsweise denen, die an Hand von Bild 3.4 für eine gewölbte Platte unendlicher Länge (zweidimensionale Betrachtung) diskutiert wurden. In Bild 3.12 sind wie dort zwei Anteile zu unterscheiden:

- 1) $C_{A(\alpha=0)}$, der von α unabhängige, von der Flügelwölbung vorgegebene „Nullauftrieb“. Er greift etwa in Profilmitte an ($\bar{c}/2$ -Linie), seine Resultierende legt den Druckpunkt D_0 bei $\alpha = 0$ fest.
- 2) $C_{A\alpha}\alpha$, der vom Anstellwinkel abhängige Auftriebsanteil. Dieser greift etwa an der $\bar{c}/4$ -Linie des Flügels an. Seine Resultierende legt den Neutralpunkt NL fest.

Der Angriffspunkt D des Gesamtauftriebs (Druckpunkt) wandert demnach mit wachsendem Anstellwinkel von D_0 nach NL, also in Bild 3.12 nach vorn. Im Unterschied zur ebenen Platte existiert hier ein profilabhängiges Nullmoment (Moment um den Flügelschwerpunkt bei Nullauftrieb). Dessen Beiwert $C_{m(A=0)}$ ist null bei symmetrischem Profil, er ist negativ bei positiver Profilwölbung und positiv bei negativer Wölbung (Bild 3.13). Durch Pfeilung und geeignete Verwindung des Flügels lässt sich auch bei positiver Wölbung ein positives Nullmoment erzeugen, so daß ein Nurflügel-Flugzeug auch mit positiv gewölbtem Flügel konstruiert werden kann (vgl. z. B. die Concorde).

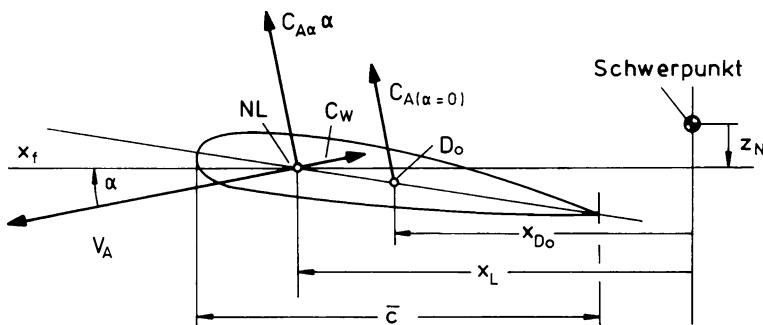


Bild 3.12 Flügelmoment und Neutralpunkt (NL – Flügelneutralpunkt, D_0 – Druckpunkt bei $\alpha = 0$)

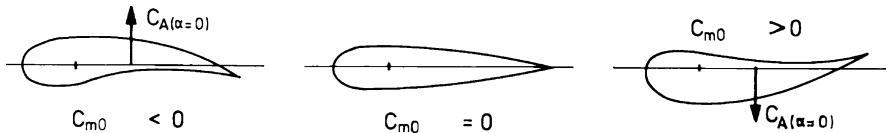


Bild 3.13 Nullmoment und Auftrieb bei $\alpha = 0$ in Abhängigkeit der Flügelwölbung

Das Flügelmoment um den Flugzeugschwerpunkt ergibt sich näherungsweise wie folgt. Der Schwerpunkt liege näherungsweise in Verlängerung des Anströmvektors hinter dem Neutralpunkt (er liegt normalerweise zwischen 25 und 40% der Flügeltiefe, d. h. zwischen den Punkten NL und D₀). Wird der Einfluß der Schwerpunktthochlage und des Anstellwinkels vernachlässigt, so ergibt sich das Moment des Flügelauftriebs um den Schwerpunkt nach Bild 3.12 zu

$$M(S) = M_{(A=0)} + x_D A(\alpha) = M_{(A=0)} + x_{D0} A_{(\alpha=0)} + x_L \Delta A(\alpha), \quad (3.2.3)$$

wobei im zweiten Ausdruck die vom Anstellwinkel abhängigen und unabhängigen Anteile aufgespalten wurden. Diese Gleichung läßt sich unter Einsetzen von Gl.1.2.1 und 1.2.5 auf die Beiwerte übertragen

$$C_m(S) = C_{m(A=0)} + \frac{x_{D0}}{\bar{c}} C_{A(\alpha=0)} + \frac{x_L}{\bar{c}} C_{A(\alpha)} \alpha. \quad (3.2.4)$$

Da die Schwerpunktstlage variabel, der Abstand $x_L - x_{D0} = x_{D0L} \approx \bar{c}/4$ aber konstant ist, wird diese Gleichung auch durch Erweiterung umgeformt zu

$$C_m(S) = \left(C_{m(A=0)} - \frac{x_{D0L}}{\bar{c}} C_{A(\alpha=0)} \right) + \frac{x_L}{\bar{c}} (C_{A\alpha} \alpha + C_{A(\alpha=0)}), \quad (3.2.5)$$

worin der erste Term konstant, d. h. unabhängig sowohl von α als auch von der Schwerpunktstlage ist. Bei Linearität kann man Gl.3.2.4 auch formal schreiben

$$C_m(S) = C_{m(\alpha=0)} + \frac{x_L}{\bar{c}} C_{A\alpha} \alpha = C_{m(\alpha=0)} + C_{m\alpha} \alpha \quad (3.2.6)$$

mit

$$C_{m\alpha}(S) = \left. \frac{\partial C_m}{\partial C_A} \right|_S \frac{\partial C_A}{\partial \alpha} = \frac{x_L}{\bar{c}} C_{A\alpha}. \quad (3.2.7)$$

Gleichung 3.2.7 beschreibt die „Federkonstante“ des Momentengleichgewichts. Diese ist also direkt proportional dem Abstand x_L vom Schwerpunkt zum Neutralpunkt (Schwerpunktvorlage – static margin). Um die beiden obengenannten Forderungen für stabilen Flug zu erfüllen, muß

- der Druckpunkt für $\alpha = 0$ vor dem Schwerpunkt liegen ($M_{(\alpha=0)} > 0$),
- der Neutralpunkt hinter dem Schwerpunkt liegen ($\partial M / \partial \alpha < 0$).

Dieser Konflikt ist bei einem Nurflügel-Flugzeug nur schwierig zu lösen. Er wird am wirkungsvollsten gelöst durch Hinzunahme eines Höhenleitwerks (allerdings auf Kosten des durch das Höhenleitwerk erzeugten zusätzlichen Widerstandes). Aus verschiedenen Gründen werden Flugzeuge auch mit negativer Federsteifigkeit ($C_{m\alpha} > 0$) gebaut (vgl. Kap.15.4). In diesem Fall ist aber eine Stabilisierung durch einen Flugregler erforderlich.

3.2.2 Leitwerksauftrieb und -moment

Im folgenden werden Flügel und Leitwerk getrennt betrachtet. Zur Unterscheidung werden, entsprechend Kap.2.4, Größen am Flügel (=Flügel-Rumpf-Kombination) mit dem Index L bezeichnet, z. B. C_{AL} (Auftriebsbeiwert des Flügels) und Höhenleitwerksgrößen mit dem Index H, also V_H , S_H , C_{AH} usw. Größen ohne zusätzlichen Index (S , C_A) beziehen sich auf das Gesamtflugzeug. Um eine Doppelindizierung zu vermeiden, wird hier vereinfachend $V_L = V_A$ gesetzt. Der daraus entstehende Fehler ist vernachlässigbar. Die Bezeichnung der Abstände in den Bildern 3.14, 3.15 und 3.16 sind richtungsabhängig entsprechend Kap.2.5. Da immer die Neutralpunkte gemeint sind, wird auf einen zusätzlichen Index N verzichtet.

Im allgemeinen werden als Tragflächen Flügel mit positiver Wölbung eingesetzt, da diese die günstigeren Auftriebseigenschaften haben. Der Momentenhaushalt wird mit Hilfe eines Leitwerks ausgeglichen, das üblicherweise ein symmetrisches Profil besitzt. In den weitaus meisten Fällen ist das Leitwerk hinter dem Flügel angeordnet (Bild 3.14a). In seltenen Ausnahmen sitzt das Leitwerk vor dem Flügel (Entenleitwerk, z. B. XB-70). Man spricht dann von einer Entenkonfiguration, vgl. Bild 3.14b. In beiden Fällen muß bei $A = 0$ durch das Leitwerk ein positives Moment erzeugt werden, das größer ist, als das negative Flügel-Nullmoment. Beim Heckleitwerk ist dazu ein Abtrieb und ein negativer Einstellwinkel $i_H < 0$ nötig.

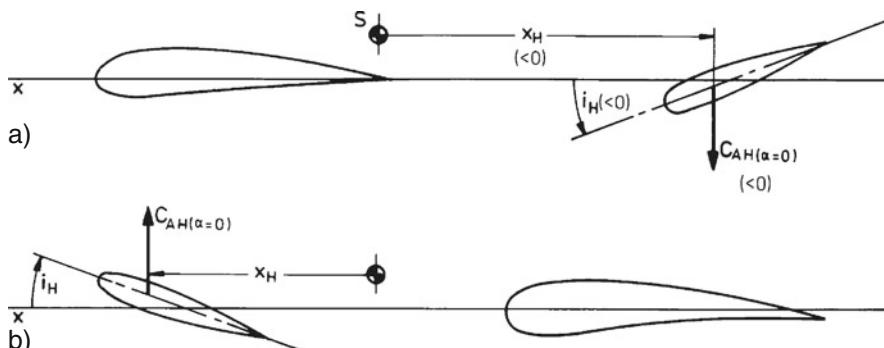


Bild 3.14 Nullauftriebsmoment bei a) Drachenkonfiguration, $i_H < 0$, b) Entenkonfiguration
 $i_H > 0$ x_H – Abstand Schwerpunkt – Höhenleitwerks-Neutralpunkt
 (bei a) negativ)

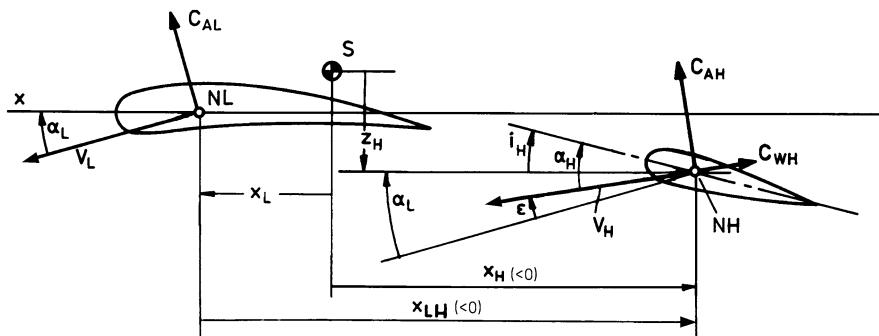


Bild 3.15 Moment eines Heckleitwerks um den Flugzeugschwerpunkt

x_L – Abstand Schwerpunkt – Flügel-Neutralpunkt

$x_{LH} (<0)$ – Abstand Flügel-Neutralpunkt – Höhenleitwerks-Neutralpunkt

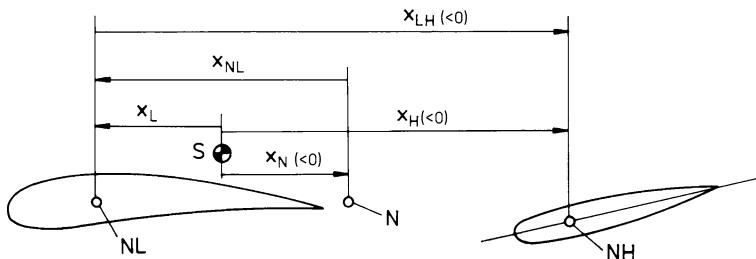


Bild 3.16 Zum Momentengleichgewicht am Gesamtflugzeug

x_N – Abstand Schwerpunkt – Flugzeug-Neutralpunkt

Der Vorteil des Entenleitwerks besteht darin, daß es stets positiven Zusatzauftrieb erzeugt. Dem steht aber als Nachteil gegenüber, daß das Strömungsfeld am Hauptflügel durch den Leitwerksabwind gestört wird. Entenflugzeuge erfordern daher eine besonders sorgfältige Auslegung für den gesamten Anstellwinkelbereich.

Für den Fall des Heckleitwerks ergibt sich das Moment um den Flugzeugschwerpunkt nach Bild 3.15. Die Anströmung des Leitwerks ist stark vom Flügelabwind und evtl. auch vom Triebwerksstrahl beeinflußt. Der Haupteinfluß betrifft die Winkeländerung des Vektors der Anströmgeschwindigkeit durch den Flügelabwind (s. o.), der eine Funktion von Flügelanstellwinkel α_L , Leitwerkstieflage z_H , Seitenverhältnis A_L und Auftriebsanstieg $C_{A\alpha L}$ des Flügels ist. Dieser kann durch den Abwindwinkel ε (*down wash angle*) modelliert werden mit

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \alpha_L = \varepsilon_0 + \varepsilon_\alpha \alpha_L . \quad (3.2.8)$$

Hierin ist ε_0 der Abwindwinkel bei $\alpha_L = 0$; ε_0 und ε_α sind in guter Näherung konstant. Nach Bild 3.15 gilt für den Anstellwinkel am Leitwerk (worin $\varepsilon_\alpha > 1$):

$$\alpha_H = \alpha_L + i_H - \varepsilon = (1 - \varepsilon_\alpha) \alpha_L + i_H - \varepsilon_0 . \quad (3.2.9)$$

Auch die Anströmgeschwindigkeit V_H wird beeinflusst, sie unterscheidet sich bis zu $\pm 10\%$ von V_L . Mit diesen Festlegungen ergibt sich der Leitwerksauftrieb zu

$$A_H = \frac{\rho}{2} V_H^2 S_H C_{AH} . \quad (3.2.10)$$

Da bei symmetrischem Leitwerksprofil $C_{AH(\alpha=0)} = 0$ ist, gilt mit Gl.3.2.9

$$C_{AH} = C_{A\alpha H} \alpha_H = C_{A\alpha H} [(1 - \varepsilon_\alpha) \alpha_L + i_H - \varepsilon_0] . \quad (3.2.11)$$

Der Klammerausdruck bestimmt das Vorzeichen des Höhenleitwerksauftriebs, dieser ist negativ für

$$i_H < \varepsilon_0 - (1 - \varepsilon_\alpha) \alpha_L . \quad (3.2.12)$$

Der Beiwert C_{AH} ist auf den Staudruck am Leitwerk und auf die Leitwerksfläche S_H bezogen. Um den Auftrieb A_H mit dem des Flügels zusammenfassen zu können, wird mit $V_A^2 S$ erweitert

$$A_H = \frac{\rho}{2} V_A^2 S \left(\frac{V_H}{V_A} \right)^2 \frac{S_H}{S} C_{AH} = \frac{\rho}{2} V_A^2 S \eta_H C_{AH} , \quad (3.2.13)$$

worin

$$\eta_H = \left(\frac{V_H}{V_A} \right)^2 \frac{S_H}{S} . \quad (3.2.14)$$

Der Beitrag des Leitwerks zum Gesamtauftriebsbeiwert ist also

$$\Delta C_{A(\text{Leitw})} = \eta_H C_{AH} . \quad (3.2.15)$$

Zur Bestimmung des Momentenanteils des Höhenleitwerks wird die Leitwerkstiel-lage z_H vernachlässigt, auch das Nullmoment des Leitwerks ist meist null (symmetrisches Profil). Bezieht man auch hier die Beiwerte auf die Flügelgrößen, so folgt mit Bild 3.15

$$\Delta M_{\text{Leitw}} = A_H x_H = \frac{\rho}{2} V_A^2 S \eta_H C_{AH} x_H = \frac{\rho}{2} V_A^2 S \bar{c} \Delta C_{m(\text{Leitw})} , \quad (3.2.16)$$

wobei der Abstand vom Schwerpunkt zum Höhenleitwerksneutralpunkt x_H negativ ist. Daraus ergibt sich der Zuwachs des Momentenbeiwerts zu

$$\Delta C_{m(\text{Leitw})} = \eta_H \frac{x_H}{\bar{c}} C_{AH} . \quad (3.2.17)$$

3.2.3 Auftrieb und Moment des Gesamtflugzeugs

Geht man davon aus, daß der Rumpfeinfluß in den Flügelanteilen enthalten ist, so ergibt sich der Beiwert des Gesamtauftriebs (ohne Index) als Summe von Flügel-Rumpf-Auftrieb (Index L) und Höhenleitwerksauftrieb (Index H) mit den Gln. 3.1.6, 3.2.9 und 3.2.11 zu

$$\begin{aligned} C_A &= C_{AL} + \eta_H C_{AH} \\ &= C_{AL(\alpha_L=0)} + C_{A\alpha L} \alpha_L + \eta_H C_{A\alpha H} [(1 - \varepsilon_\alpha) \alpha_L + i_H - \varepsilon_0]. \end{aligned} \quad (3.2.18)$$

Dieser wird aufgeteilt in den von α_L abhängigen und den davon unabhängigen Anteil

$$\begin{aligned} C_A &= C_{A\alpha L} \left[1 + \eta_H \frac{C_{A\alpha H}}{C_{A\alpha L}} (1 - \varepsilon_\alpha) \right] \alpha_L + C_{AL(\alpha_L=0)} + \eta_H C_{A\alpha H} (i_H - \varepsilon_0) \\ &= +C_{A\alpha} \alpha_L + C_{A(\alpha_L=0)}. \end{aligned} \quad (3.2.19)$$

$C_{A\alpha}$ ist hierin der Auftriebsanstieg (*lift curve slope*) der Gesamtkonfiguration. Er ist überwiegend durch die Flugzeuggeometrie vorgegeben. Der Beitrag des Höhenleitwerks zum Nullauftrieb ist vom Einstellwinkel i_H abhängig.

Das Gesamtmoment um den Flugzeugschwerpunkt setzt sich zusammen aus Flügel- und Leitwerksanteil und dem von α nur wenig abhängigen Schubmoment. Für den Beiwert gilt mit Gl. 3.2.17, 3.2.5 und 3.2.11

$$\begin{aligned} C_m &= C_{mL} + \eta_H \frac{x_H}{c} C_{AH} + C_{mF} \\ &= C_{mL(\alpha_L=0)} + \frac{x_L}{c} (C_{A(\alpha_L=0)} + C_{A\alpha L} \alpha_L) \\ &\quad + \eta_H \frac{x_H}{c} C_{A\alpha H} [(1 - \varepsilon_\alpha) \alpha_L + i_H - \varepsilon_0] + C_{mF}. \end{aligned} \quad (3.2.20)$$

Auch dieser Ausdruck wird in einen von α_L abhängigen und einen davon unabhängigen Ausdruck aufgespalten

$$\begin{aligned} C_m &= C_{mL(\alpha_L=0)} + C_{mF} + \eta_H \frac{x_H}{c} C_{A\alpha H} (i_H - \varepsilon_0) + \frac{x_L}{c} C_{A(\alpha_L=0)} \\ &\quad + C_{A\alpha L} \left[\frac{x_L}{c} + \eta_H \frac{x_H}{c} \frac{C_{A\alpha H}}{C_{A\alpha L}} (1 - \varepsilon_\alpha) \right] \alpha_L. \end{aligned} \quad (3.2.21)$$

Damit lautet der von α unabhängige Anteil

$$C_{m(\alpha_L=0)} = C_{mL(\alpha_L=0)} + C_{mF} + \eta_H \frac{x_H}{c} C_{A\alpha H} (i_H - \varepsilon_0) + \frac{x_L}{c} C_{A(\alpha_L=0)}. \quad (3.2.22)$$

Mit der Forderung $C_{m(\alpha_L=0)} > 0$ resultiert hieraus die Bestimmungsgleichung für den Leitwerks-Einstellwinkel i_H , sie lautet

$$i_H > -\frac{\bar{c}}{x_H} \frac{(C_{mL(\alpha_L=0)} + C_{mF}) + \frac{x_L}{\bar{c}} C_{A(\alpha_L=0)}}{\eta_H C_{A\alpha H}} + \varepsilon_0. \quad (3.2.23)$$

Daraus können u. a. die Trimmbarkeitsgrenzen des Flugzeugs bestimmt werden.

Die Federkonstante $C_{m\alpha}$ ist null, wenn der Klammerausdruck in der zweiten Zeile von Gl.3.2.21 null ist. Die daraus resultierende Schwerpunktllage ist gleich dem Neutralpunkt des Gesamtflugzeugs. Es gilt

$$\frac{x_{NL}}{\bar{c}} = -\eta_H \frac{x_H}{\bar{c}} \frac{C_{A\alpha H}}{C_{A\alpha L}} (1 - \varepsilon_\alpha), \quad (3.2.24)$$

hierin ist x_{NL} der Abstand vom Flugzeug-Neutralpunkt zum Flügelneutralpunkt. Wird dieser Ausdruck wieder in Gl.3.2.21 eingesetzt, so folgt mit $x_L - x_{NL} = x_N$ (vgl. Bild 3.16) die überraschend einfache Beziehung

$$C_{m\alpha} = C_{A\alpha L} \left[\frac{x_L}{\bar{c}} - \frac{x_{NL}}{\bar{c}} \right] = C_{A\alpha L} \frac{x_N}{\bar{c}} < 0. \quad (3.2.25)$$

Für das Gesamtflugzeug gilt also mit Gl.3.2.25 und Bild 3.16 ein ebenso einfaches Modell wie für den einzelnen Flügel nach Gl.3.2.7. Da $C_{A\alpha}$ stets positiv ist, muß x_N negativ sein, d. h. der Schwerpunkt muß vor dem Flugzeug-Neutralpunkt (*neutral point, vehicle aerodynamic centre*) liegen. (Er liegt normalerweise zwischen 25% und 40% der Flügeltiefe, d. h. zwischen NL und D0.) Die Schwerpunktvorlage (*static margin*) ist das Maß für die Federsteifigkeit („statische Längsstabilität“) des Gesamtflugzeugs. Hierfür wird allgemein gefordert

$$\frac{|x_N|}{\bar{c}} \geq 0,05.$$

Den Einfluß des Höhenleitwerks-Einstellwinkels nach Gl.3.2.23 und der Schwerpunktllage nach Gl.3.2.25 auf die Momentenkennlinie zeigt Bild 3.17. Die Grenzen der zulässigen Schwerpunktllage folgen aus der Trimmbarkeitsbedingung (Gl.3.2.23) und der Stabilitätsbedingung (Gl.3.2.25), vgl. hierzu auch Kap.15.4.

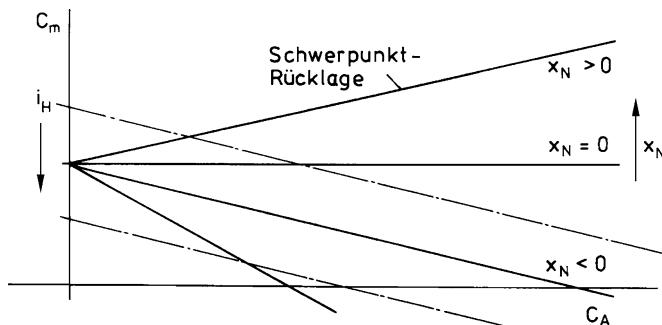


Bild 3.17 Momentenkennlinie in Abhängigkeit von Schwerpunktllage x_N und Höhenleitwerks-Einstellwinkel i_H , vgl. Bild 3.14

3.2.4 Federkonstante („statische Stabilität“) der Seitenbewegung

Auch in der Seitenbewegung muß das Flugzeug eine positive aerodynamische Federkonstante haben, um stationär fliegen zu können. Wird es um seine z -Achse ausgelenkt, so daß ein positiver Schiebewinkel β entsteht wie in Bild 3.18a, muß es durch ein positives Giermoment in seine Ausgangslage zurückgeführt werden. Die Forderung für „statische Stabilität“ in der Seitenbewegung (auch „Windfahnenstabilität“, „Richtungsstabilität“) lautet also

$$C_{n(\beta=0)} = 0 \quad \text{und} \quad \frac{\partial C_n}{\partial \beta} = C_{n\beta} > 0. \quad (3.2.26)$$

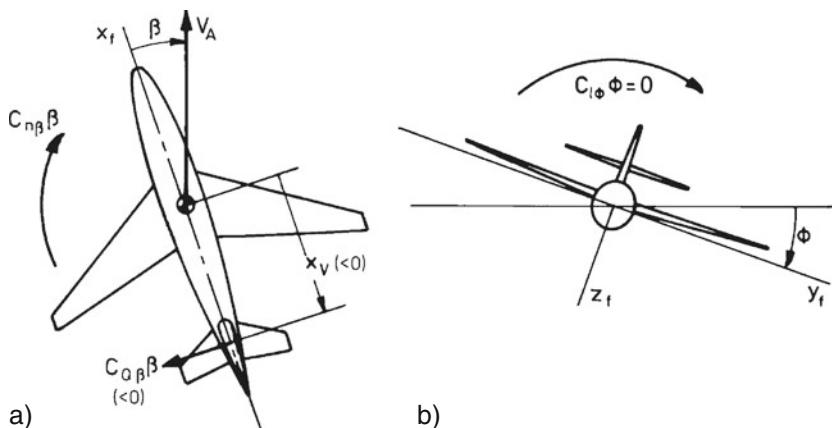


Bild 3.18 Zur Federkonstante in der Seitenbewegung a) um die z -Achse, b) um die x -Achse

Ein Seitenleitwerk am Heck liefert das erforderliche positive Giermoment beim Schieben, da das Schiebegierderivativ $C_{n\beta}$ positiv ist. Rumpf und Flügel tragen dazu nur wenig bei. Bei $\beta > 0$ wird das Seitenleitwerk von rechts angeströmt, so daß eine negative Seitenkraft entsteht (Index V für das Seitenleitwerk)

$$\Delta Q = -\frac{\rho}{2} V_V^2 S_V C_{QV} = -\frac{\rho}{2} V_A^2 S \left[\frac{V_V^2}{V_A^2} \frac{S_V}{S} \right] C_{Q\beta V} \beta_V = -\frac{\rho}{2} V_A^2 S C_{Q\beta} \beta. \quad (3.2.27)$$

Entsprechend der Vorgehensweise beim Höhenleitwerk wird der Klammerausdruck mit η_V bezeichnet, $C_{Q\beta V}$ ist der Anstieg der Seitenleitwerkskraft (Bezeichnung entsprechend $C_{A\alpha H}$). Durch Flügelabwind und Rumpfeinfluß wird der Schiebewinkel am Seitenleitwerk analog zu Gl.3.2.9 verändert

$$\beta_V = \beta - \sigma = (1 - \sigma_\beta) \beta, \quad (3.2.28)$$

worin σ der durch Flügel und Rumpf induzierte Seitenwindwinkel (*sidewash angle*) und $\sigma_\beta = \partial\sigma/\partial\beta$ ist. Eine Modellierung von σ_β ist allerdings sehr schwierig. Damit wird das Derivativ der Schiebeseitenkraft (Leitwerksanteil)

$$C_{Q\beta} = -\eta_V(1 - \sigma_\beta)C_{Q\beta V}. \quad (3.2.29)$$

Dieses erzeugt ein positives Schiebegiermoment (vgl. Bild 3.18, x_V ist negativ)

$$\Delta N = -\frac{\rho}{2}V_V^2S_VC_{QV}x_V = -\frac{\rho}{2}V_A^2S\eta_VC_{Q\beta V}\beta_Vx_V, \quad (3.2.30)$$

das mit Gl.3.2.28 umgeformt wird. Die Beiwerte der Längs- und Seitenbewegung sollten nach /DIN 9300 - 1/ auf die gleiche Bezugslänge – also z. B. \bar{c} – bezogen werden. Doch häufig wird dafür auch – so wie hier – die Halbspannweite $s=b/2$ verwendet.

$$\Delta N = -\frac{\rho}{2}V_A^2S\frac{b}{2}\eta_V\frac{x_V}{b/2}C_{Q\beta V}(1 - \sigma_\beta)\beta = \frac{\rho}{2}V_A^2S\frac{b}{2}C_{n\beta}\beta. \quad (3.2.31)$$

Das führt auf das Derivativ

$$C_{n\beta} = -\eta_V\frac{x_V}{b/2}C_{Q\beta V}(1 - \sigma_\beta) = +\frac{x_V}{b/2}C_{Q\beta}. \quad (3.2.32)$$

Eine entsprechende Federkonstante um die Längsachse existiert dagegen nicht, vgl. Bild 3.18b. Wird ein Flugzeug genau in seiner x -Achse angeströmt, so bleibt das aerodynamische Strömungsfeld unabhängig vom Rollwinkel völlig symmetrisch und die aerodynamischen Kräfte ändern sich nicht. Somit ist auch

$$C_{l\phi} = 0. \quad (3.2.33)$$

3.2.5 Flugzeugsteuerung

Steuerung von Fahrt und Anstellwinkel

Die erste Forderung für die Steuerung eines Flugzeugs betrifft die Möglichkeit des Horizontalflugs bei verschiedenen Fluggeschwindigkeiten V_A . Da hierbei näherungsweise der Auftrieb gleich dem Gewicht ist

$$A = \frac{\rho}{2}V_A^2S C_A(\alpha) \approx mg \quad (3.2.34)$$

bedeutet eine Erhöhung von V_A eine Verringerung des Anstellwinkels α . Voraussetzung für eine stationäre Fahrtänderung ist also die Herstellung eines Längsmomenten-Gleichgewichts bei unterschiedlichem Anstellwinkel.

Die Ausführungen von Kap.3.2.3 bilden daher auch die Grundlage für die Steuerung der Fahrt und des Anstellwinkels. Bild 3.17 sagt aus, daß es zwei Möglichkeiten gibt, das Momentengleichgewicht ($C_m = 0$) herzustellen: eine Schwerpunktverlagerung und eine Einstellung des Höhenleitwerks.

Durch Verlagerung des Schwerpunkts nach vorn ($x_N < 0$) wird der Auftriebsbeiwert für Momentengleichgewicht ($C_m = 0$) verkleinert und damit die Fahrt vergrößert. Diese Steuerungsart hat schon Otto Lilienthal 1891–96 für seine Gleitflüge ausgenutzt, sie wird heute wieder von Drachenfliegern eingesetzt. Sie hat den großen Nachteil, daß bei Reduzierung der Fahrt auch die Steigung der Kennlinie $C_m(\alpha)$ und damit die Federsteifigkeit reduziert wird, was die Stabilität verschlechtert. Die Schwerpunktverlagerung wird bei Überschallflugzeugen zur Trimmung eingesetzt (z. B. Concorde), um die Rückwärtsverlagerung des Neutralpunkts im Überschallbereich zu kompensieren und eine übermäßige Federsteifigkeit und übermäßigen Trimmwiderstand durch Höhenrudereinstellung zu vermeiden.

Diese Diskussion zeigt auch, daß eine plötzliche Schwerpunktverlagerung, wie sie z. B. bei Lastabwurf auftritt, eine erhebliche Störung des Momentengleichgewichts erzeugt und durch Gegensteuerung kompensiert werden muß. Das gilt nicht nur für das Nickmoment, sondern ebenso für das Rollmoment.

Bei allen heutigen Flugzeugen wird zur Fahrtsteuerung jedoch statt der Federkonstanten $C_{m\alpha}$ das Nullmoment $C_{m(A=0)}$ variiert mit Hilfe des Höhenleitwerks-Einstellwinkels i_H . Nach Bild 3.17 wird durch positiven Zuwachs Δi_H das Nullmoment verkleinert und damit die Momentenkennlinie parallel verschoben. Der gleiche Effekt wird durch positiven Ausschlag η des Höhenruders erzielt. Der zum Trimmen eines stationären Arbeitspunktes ($C_m = 0$) notwendige Höhenruder-Einstellwinkel i_H wurde in Gl.3.2.23 angegeben.

Vertikale Flugbahnhsteuerung

In Kap.1.2.4 wurde ausgeführt, daß eine Höhenänderung durch Auftriebsänderung erzeugt wird. Diese ist also ebenfalls über den Anstellwinkel zu steuern. Die Gleichungen dafür betreffen die Höhenänderung über den Bahnwinkel γ

$$\dot{H} = V_K \sin \gamma , \quad (1.2.8)$$

die Bahnwinkeländerung über das Lastvielfache n_z

$$n_z = \frac{A}{G} = \frac{V_K \dot{\gamma}}{g} + \cos \gamma , \quad (1.2.13)$$

und die Auftriebsänderung über den Anstellwinkel (bei Momentengleichgewicht)

$$C_A = C_{A(\alpha=0)} + C_{A\alpha} \alpha . \quad (3.1.6)$$

Hiernach sind Höhen- und Fahrtänderungen stark voneinander abhängig. Bei Veränderung von Fahrt und Anstellwinkel ändert sich darüber hinaus der Widerstand.

Bleibt der Triebwerksschub konstant oder ist dieser null, so wird das Gleichgewicht der x -Kräfte und gleichzeitig das Energiegleichgewicht gestört. Eine Fahrterhöhung (kinetische Energie) ist dann mit einem stetigen Höhenverlust (potentielle Energie) verbunden, hat also einen negativen Bahnneigungswinkel γ zur Folge. Dieser Zusammenhang wird ausführlicher in [Kap.6.3](#) behandelt und dort auf ein Schwenken des Vektors der resultierenden aerodynamischen Kraft gegenüber dem Gewichtsvektor zurückgeführt.

Genau so ist eine Höhenänderung bei konstantem Schub stets mit einer Fahrtänderung verknüpft, es findet ein ständiger Energieaustausch statt. Dadurch sind die beiden Freiheitsgrade Fahrt und Höhe stark miteinander verkoppelt. Eine unabhängige Steuerung von beiden erfordert den Einsatz des Triebwerksschubs als zweite Stellgröße.

Horizontale Flugbahnsteuerung

Die dritte Bahngröße neben Bahngeschwindigkeit V_K und Bahnneigungswinkel γ ist der Bahnazimut χ , der die horizontale Flugbahnrichtung angibt (vgl. [Kap.1.2.4](#)). Zur Veränderung von χ muß das Flugzeug seitlich beschleunigt werden, es ist also eine große Kraft in y -Richtung aufzubringen. Die wirksamste Maßnahme hierfür ist ein seitliches Schwenken des Auftriebsvektors, also eine Querneigung des ganzen Flugzeugs in Richtung der gewünschten Bahnänderung, wie in [Bild 1.10](#) gezeigt. Hierbei wird ein großer Verstärkungseffekt erzielt, denn die zur Erzeugung der Querneigung erforderliche Ruderkraft ist verschwindend klein gegenüber der erzeugten Querkomponente des Auftriebs. Der Preis dafür ist eine verzögerte Flugzeugreaktion wegen der Beteiligung von drei Freiheitsgraden: das Flugzeug muß um seine x -Achse rollen, bevor die gewünschte Bahnänderung χ eintritt. Gleichzeitig muß eine Giergeschwindigkeit aufgebaut werden, wozu der koordinierte Ausschlag von Quer- und Seitenruder nötig ist.

Das zur Erzeugung der Rollbewegung notwendige Moment kann wie das Nickmoment auf zweierlei Weise erzeugt werden: Die erste Möglichkeit besteht in einer seitlichen Verlagerung des Schwerpunkts, diese wird heute nur von Drachenfliegern praktiziert. Bei allen anderen Flugzeugen wird durch gegensinniges Ausschlagen von Flügelklappen (Querrudern) ein aerodynamisches Rollmoment erzeugt. Das Einleiten der Gierbewegung wird unterstützt durch einen Ruderausschlag am Seitenleitwerk (Seitenruder).

Eine Kurssteuerung allein mit dem Seitenruder ist dagegen nicht sinnvoll, weil dabei das notwendige Rollmoment über den Schiebewinkel erzeugt werden muß, womit ein Auswandern des Scheinlots aus der Flugzeugsymmetrieebene verbunden ist, was für Pilot und Passagiere sehr unangenehm ist. Die Kurssteuerung mit Hilfe direkter Seitenkraft wird in [Kap.15.3](#) behandelt.

Indirekte Flugbahnsteuerung

Zur Bahnsteuerung in Fahrt, Höhe und Kurs wird jeweils ein indirektes Verfahren eingesetzt: Der Auftrieb wird durch Schwenken des Flugzeugs gegenüber dem

Geschwindigkeitsvektor (Anstellwinkel α) verändert. Durch Querneigen des Flugzeugs wird der Auftrieb geschwenkt, um eine Beschleunigung in die gewünschte Richtung zu erzielen. Beim Hubschrauber ist das nicht nur in Quer-, sondern auch in Längsrichtung sehr deutlich zu beobachten.

Steuergrößen für die Bahnsteuerung sind also die Längsneigung Θ (genauer der Anstellwinkel α) und der Hängewinkel Φ , die ihrerseits über aerodynamische Nick- und Rollmomente mit Hilfe von Höhen- und Querruder gesteuert werden. Damit wird die translatorische Bewegung unter Zuhilfenahme der rotatorischen Freiheitsgrade gesteuert, womit eine entsprechende Verzögerung der Flugzeugreaktion verbunden ist. Für das Einhalten einer Flugbahn ist die genaue Stabilisierung der Fluglage Voraussetzung. Diese gehört daher zu den grundlegenden Aufgaben jedes Flugreglers.

Eine Ausnahme von der indirekten Steuerung bildet die Modifizierung des x -Kraft-Haushalts über den Triebwerksschub. Diese unterliegt nur der durch das Triebwerk selbst erzeugten Verzögerung. Eine Schuberhöhung bewirkt zunächst unmittelbar eine Beschleunigung in Flugzeuglängsrichtung, die zugeführte Energie wird aber schließlich nur zum Teil in kinetische Energie (V_K) und zum anderen Teil in potentielle Energie (γ) umgesetzt. Diese Aufteilung, d. h. das Verhältnis von V_K und γ kann wiederum durch Modifizierung des aerodynamischen Arbeitspunktes, also z. B. mit Hilfe des Höhenruders gesteuert werden. Diese Zusammenhänge werden in [Kap.6.2](#) ausführlich erläutert.

Direkte Kraftsteuerung

Es wäre sehr wünschenswert, wenn auch in y - und z -Richtung eine direkte Kraftsteuerung wie beim Schub realisierbar wäre. Erstens hätte dann jeder der sechs Freiheitsgrade seine eigene Stellgröße, was Voraussetzung ist für eine unabhängige Steuerung aller Freiheitsgrade ohne Zwangsbedingungen. Zweitens könnten Flugbahnänderungen direkter, d. h. ohne Verzögerung durch die rotatorischen Freiheitsgrade, eingeleitet werden. Ein typisches Beispiel für den Nachteil indirekter Steuerung ist die Querversetzung der Flugbahn kurz vor der Landung mit Hilfe des Hängewinkels, wobei dieser wegen der Bodennähe begrenzt ist. (Ob eine direkte Kraftsteuerung allerdings vom Piloten als „natürlich“ oder angenehm empfunden wird, ist eine andere Frage.)

Seit langem wird aus diesen Gründen diskutiert, Stellsysteme für eine Direkte Seitenkraftsteuerung (*direct side force control*, DSFC) und eine Direkte Auftriebssteuerung (*direct lift control*, DLC) zu schaffen. Bis heute wurden allerdings mit wenigen Ausnahmen (z. B. F 16) nur Experimentalflugzeuge mit solchen Stellmöglichkeiten ausgestattet, vgl. [Kap.15.3](#). Gründe dafür sind der hohe konstruktive Aufwand und die geringe erzielbare Effektivität. Eine direkte Seitenkraft ist nur durch zusätzliche aerodynamische Flächen ausreichender Größe zu erzeugen, die zusätzliches Gewicht und zusätzlichen Widerstand mit sich bringen. Dagegen können für eine direkte Auftriebssteuerung am Flügel vorhandene Klappen eingesetzt werden. Der Flügel ist im allgemeinen mit Hochauftriebshilfen für den Langsamflug (Landeklappen), mit Spoilern und mit Querrudern ausgestattet. Letztere können bei

entsprechender Modifikation sowohl gegensinnig als auch gleichsinnig ausgeschlagen werden.

Mit Landeklappen lässt sich ein beträchtlicher Auftriebszuwachs (ca. 50%) und eine entsprechende z -Beschleunigung (Lastvielfaches) erzeugen. Sie sind allerdings aus Festigkeitsgründen nur im Langsamflug einsetzbar, im übrigen ist die erzielbare Stellgeschwindigkeit wegen der Ansteuerung über Schneckengetriebe häufig gering. Problematisch ist auch die Tatsache, daß mit dem durch Landeklappen erzeugten Zusatzauftrieb eine erhebliche Änderung des Widerstands und des Nickmoments verbunden sind, die zudem stark von der aktuellen Flugzeugkonfiguration abhängen. Sie müssen durch koordinierte Schub- und Höhenrudersteuerung kompensiert werden, was die DLC-Steuerung sehr verkompliziert.

Spoiler sind zwar i. allg. für den Schnellflug ausgelegt und sind sehr direkt steuerbar. Für volle Steuerbarkeit in beiden Richtungen müßten sie aber stationär zur Hälfte ausgefahren werden, was einen unzulässigen Energieverlust mit sich bringt. Wegen der einfacheren Realisierbarkeit wurden bisher am häufigsten gleichsinnig ausgeschlagene Querruder für DLC eingesetzt, die damit erzielbare Wirksamkeit ist allerdings gering ($\ddot{z} \approx 0,05g$).

Weitere Möglichkeiten der direkten Kraftsteuerung sind durch Ablenkung des Triebwerksschubes (Schubvektorsteuerung) denkbar, die in 3D-Form in Experimentalflugzeugen (z. B. X31) erprobt wurde und seit 2002 in 2D-Form auch in Serienflugzeugen (Sukhoi Su-30 MKI und Lockheed Martin/Boeing F-22 Raptor) zur Steuerung der Nickachse eingesetzt wird, oder durch Einsatz gesonderter Triebwerke (z. B. Hubtriebwerke, Dornier Do-31), vgl. [Kap.10.1](#). Schubvektorsteuerung wird auch zum Kurz- und Senkrechtstart genutzt, (z. B. Harrier und Lockheed Martin F-35 Lightning II). Allerdings ist der konstruktive Aufwand erheblich und der Treibstoffverbrauch hoch. Weitere Ausführungen zum Einsatz direkter Kraftsteuerung finden sich in [Kap.15.3](#).

3.3 Aerodynamische Wirkungen bei symmetrischem Flug

Nachdem in [Kap.3.1](#) die Erzeugung von Auftrieb und in [Kap.3.2](#) die Bedingungen für stationären Flug und die Möglichkeiten der aerodynamischen Steuerung betrachtet wurden, sollen hier und im folgenden Kapitel die Rückwirkungen der aerodynamischen Größen auf die Flugzeuggbewegung behandelt werden. Wie in [Kap.3.1](#) ausgeführt, werden diese allein durch die Relativbewegung zwischen Flugzeug und umgebender Luft verursacht, also durch die Relativgrößen \bar{V}_A und $\bar{\Omega}_A$. Deshalb lassen sich Windkanalmessungen auf die Verhältnisse im Fluge übertragen. Aus diesem Grunde existieren auch prinzipiell keine besonderen Beiwerte und Derivative für den Wind- oder Böeneinfluß, so lange dieser durch lineare Gradienten dargestellt, d. h. im Sinne der quasistationären Theorie auf eine Bewegung des starren Flugzeugs in einem homogenen Windfeld zurückgeführt werden kann, vgl. [Kapitel 4](#).

Die aerodynamischen Wirkungen beruhen grundsätzlich auf nichtlinearen Zusammenhängen und sind gleichzeitig von mehreren Größen abhängig, ein Beispiel

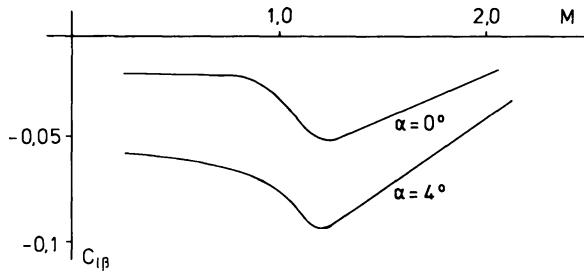


Bild 3.19 Machzahleinfluß auf das Derivativ $C_{I\beta}$ (Concorde)

zeigt Bild 3.19. Diese komplizierten Funktionen lassen sich nicht analytisch beschreiben, sondern werden entweder im Windkanal oder im Flugversuch gemessen oder mit numerischen aerodynamischen Methoden berechnet. Wenn man an einem stationären Betriebspunkt jeweils eine einzelne Zustands- oder Stellgröße um einen kleinen Betrag variiert, während man alle übrigen Größen festhält, erhält man die partielle Ableitung des Beiwerths nach der Zustands- oder Stellgröße. Sie wird als „Derivativ“ bezeichnet, z. B.

$$\frac{\partial C_A}{\partial \alpha} = C_{A\alpha} \quad \text{oder} \quad \frac{\partial C_A}{\partial \eta} = C_{A\eta}. \quad (3.3.1)$$

Diese Vorgehensweise lässt sich auch auf Zustandsänderungen anwenden, die nur kurzzeitig aufrechterhalten werden können, wie z. B. eine stationäre Drehgeschwindigkeit q_A oder eine Anstellwinkeländerung $\dot{\alpha}$. Man spricht dann von quasistationärer Betrachtung.

Damit auch die Derivate nach Drehgeschwindigkeiten dimensionslos werden, erweitert man die entsprechenden Ausdrücke durch eine Größe mit der Dimension einer Zeit, z. B. \bar{c}/V_A . Man schreibt beispielsweise

$$\begin{aligned} \frac{\partial C_A}{\partial (\dot{\alpha} \bar{c}/V_A)} \frac{\bar{c}}{V_A} \dot{\alpha} &= C_{A\dot{\alpha}} \dot{\alpha}^* \quad \text{mit} \quad \dot{\alpha}^* = \frac{\bar{c}}{V_A} \dot{\alpha} \quad \text{oder} \\ \frac{\partial C_A}{\partial (q_A \bar{c}/V_A)} \frac{\bar{c}}{V_A} q_A &= C_{Aq} q_A^* \quad \text{mit} \quad q_A^* = \frac{\bar{c}}{V_A} q_A. \end{aligned} \quad (3.3.2)$$

Hierin wird z. B. q_A^* nach [/DIN 9300 - 1/](#) als normierte Nickgeschwindigkeit bezeichnet.

Bleiben die Änderungen klein, so kann man alle einzelnen Einflüsse im Sinne einer Taylorreihe linear überlagern (vgl. hierzu auch [Kap.7.3](#))

$$C_A = C_{A0} + C_{A\alpha} \delta \alpha + C_{A\dot{\alpha}} \delta \dot{\alpha}^* + C_{Aq} \delta q_A^* + C_{A\eta} \delta \eta + \dots \quad (3.3.3)$$

Werden schließlich nur kleine Abweichungen vom Standardfall des symmetrischen Geradeausflugs betrachtet (kleine Winkel, kleine Drehgeschwindigkeiten), so sind

die Kräfte und Momente innerhalb der Symmetrieebene nur von Zustands- und Stellgrößen abhängig, die innerhalb dieser Symmetrieebene wirken. Die Rückwirkungen der unsymmetrischen Bewegung sind davon entkoppelbar. Man kann daher im folgenden die aerodynamischen Wirkungen bei symmetrischem Flug („Längsbewegung“) und bei unsymmetrischem Flug („Seitenbewegung“) getrennt behandeln.

Die folgende Diskussion dient einer anschaulichen, vereinfachten Erläuterung der einzelnen aerodynamischen Wirkungen und beschränkt sich auf die wesentlichen Einflüsse im Unterschallbereich. Für eine detaillierte Betrachtung und für die Berechnung von Beiwerthen und Derivativen wird auf die Literatur verwiesen (*Schlichting Tr 60*, *Etkin 72*, *McCormick 79*). Zahlenwerte sind für einige Beispiele in [Anhang A.2](#) gegeben. Mit sogenannten Handbuchmethoden werden im Flugzeugentwurf aerodynamische Beiwerte ermittelt. Sie basieren z. B. auf Verfahren der ESDU (*Engineering Science Data Unit*) oder des *Digital DATCOM* der amerikanischen Luftwaffe, s. [/Vukelich Wi 79](#) und für ein Anwendungsbeispiel [/Blake 85](#).

Einfluß von Fahrt, Machzahl und Anstellwinkel

Die quadratische Abhängigkeit aller aerodynamischen Kräfte und Momente von V_A wird entsprechend [Gl.1.2.1](#) durch deren Bezug auf den Staudruck vorab berücksichtigt. Der Machzahleinfluß auf den Auftriebsanstieg wurde durch den Prandtl-Glauert-Term für kompressible Strömung in [Gl.3.1.9](#) beschrieben. Er wird durch ein dimensionsloses Derivativ

$$C_{AM} = \frac{\partial C_A}{\partial M} \quad (3.3.4)$$

repräsentiert. Entsprechend sind C_{WM} und C_{mM} für Widerstand und Nickmoment definiert. Der Machzahleinfluß wird darüber hinaus dadurch berücksichtigt, daß in Datenblättern alle Derivate von Längs- und Seitenbewegung als Funktionen der Machzahl angegeben werden. Bild [3.19](#) zeigt, daß ein wesentlicher Einfluß erst im hohen Unterschallbereich ($M > 0,7$) einsetzt.

Auch der Einfluß des Anstellwinkels wurde schon in Kap. [3.1](#) und [3.2](#) ausführlich behandelt, er wird durch die Derivative $C_{A\alpha}$, $C_{W\alpha}$ und $C_{m\alpha}$ ausgedrückt.

Einfluß der Flughöhe

Die Höhe hat über die Luftpumpe ρ (vgl. Normatmosphäre in [Anhang A.3](#)) einen direkten Einfluß auf alle Luftkräfte am Flugzeug. Die Abhängigkeit des Auftriebs von ρ in [Gl.1.2.1](#) bewirkt eine schwache, stabilisierende Federkonstante (bis zu 10% Änderung auf 1 000 m Höhenänderung). Diese kann aber vernachlässigt werden, so lange nicht große und schnelle Höhenänderungen betrachtet werden.

3.3.1 Einfluß der Nickgeschwindigkeit (Nickdämpfung)

Eine positive Nickgeschwindigkeit zwischen Flugzeug und umgebendem Luftfeld entsprechend Gl.1.2.24 bewirkt eine Zusatzanströmung des Flugzeugbugs von oben und des Hecks von unten, wie schon an Hand von Bild 3.2 diskutiert. Dabei ist es unerheblich, ob das Flugzeug positiv nickt ($q_A = q_K$) oder ob das umgebende Luftfeld eine negative Drehung vollführt ($q_A = -q_W$). Der gleichzeitig entstehende Geschwindigkeitsgradient u_{Wz} kann vernachlässigt werden, weil die Flugzeugabmessungen in z -Richtung klein sind. Den Haupteinfluß von q_A auf Auftrieb und Nickmoment liefert die Anströmung des Höhenleitwerks, während Rumpf und Flügel bei Drachenflugzeugen nur ca. 10% beitragen. Bei stark gepfeilten Flügeln mit kleinem Seitenverhältnis kann deren Beitrag jedoch erheblich sein, bei Deltaflügeln liefert dieser selbst den Haupteinfluß. Die folgende Betrachtung beschränkt sich auf den Fall des Heckleitwerks. Man beachte, daß der Abstand zwischen Schwerpunkt und Höhenleitwerks-Neutralpunkt x_H , bei einer Drachenkonfiguration negativ ist, vgl. Kap.3.2.

Die Nickgeschwindigkeit q_A erzeugt in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit V_A einen zusätzlichen Anstellwinkel am Höhenleitwerk, vgl. Bild 3.2, von

$$\Delta\alpha_H = -q_A \frac{x_H}{V_A} \quad (3.3.5)$$

und dieser einen Zusatzauftrieb von

$$\Delta C_{AH} = C_{A\alpha H} \Delta\alpha_H = -C_{A\alpha H} \frac{q_A x_H}{V_A}. \quad (3.3.6)$$

Bezieht man diesen Zusatzauftrieb auf das Gesamtflugzeug

$$\Delta C_A = \eta_H \Delta C_{AH} = -\eta_H C_{A\alpha H} \frac{q_A x_H}{V_A} \quad (3.3.7)$$

und erweitert mit \bar{c}

$$\Delta C_A = -\eta_H C_{A\alpha H} \frac{x_H}{\bar{c}} \left(\frac{\bar{c}}{V_A} q_A \right) = C_{Aq} q_A^*, \quad (3.3.8)$$

so kann man wieder aufspalten in ein dimensionsloses Derivativ

$$C_{Aq} = \eta_H C_{A\alpha H} \frac{x_H}{\bar{c}} = \frac{\partial C_A}{\partial \left(\frac{\bar{c}}{V_A} q_A \right)} \quad (3.3.9)$$

und eine normierte (dimensionslose) Nickgeschwindigkeit q_A^* entsprechend Gl.3.3.2 (Vorsicht: im amerikanischen Schrifttum wird mit $\bar{c}/(2 V_A)$ normiert!). Der Zusatzauftrieb am Höhenleitwerk liefert das Zusatzmoment

$$\Delta M = \frac{\rho}{2} V_H^2 S_H \Delta C_{AH} x_H = \frac{\rho}{2} V_A^2 S \bar{c} \eta_H \Delta C_{AH} \frac{x_H}{\bar{c}}. \quad (3.3.10)$$

Daraus resultiert der Beiwert

$$\Delta C_m = \eta_H \Delta C_{AH} \frac{x_H}{\bar{c}} . \quad (3.3.11)$$

Wird hierin Gl.3.3.6 eingesetzt und nochmals mit \bar{c} erweitert

$$\Delta C_m = -\eta_H C_{A\alpha H} \frac{q_A x_H}{V_A} \frac{x_H}{\bar{c}} = -\eta_H C_{A\alpha H} \left(\frac{x_H}{\bar{c}} \right)^2 \left(\frac{\bar{c}}{V_A} q_A \right) , \quad (3.3.12)$$

so kann man wieder aufspalten in das Momentenderivativ

$$C_{mq} = -\eta_H \left(\frac{x_H}{\bar{c}} \right)^2 C_{A\alpha H} \quad (3.3.13)$$

und die normierte Nickgeschwindigkeit q_A^* . Dieses Moment wirkt der Nickgeschwindigkeit entgegen und bewirkt somit eine Dämpfung der Nickbewegung. Deshalb wird C_{mq} auch als Nickdämpfung bezeichnet.

3.3.2 Einfluß der Anstellwinkeländerung

Die mit einer Anstellwinkeländerung verbundenen instationären Effekte lassen sich nur näherungsweise mit der hier verwendeten quasistationären Betrachtungsweise darstellen. Für einen einzelnen Flügel läßt sich nach /Etkin 72/ bei einer stationären Anstellwinkeländerung $\dot{\alpha} = \text{const}$ näherungsweise schreiben

$$C_A(t) = C_{A\alpha}\alpha(t) + C_{A\dot{\alpha}}(t)\dot{\alpha}^* . \quad (3.3.14)$$

Der Term $C_{A\dot{\alpha}}$ ist zeitabhängig, erreicht aber nach kurzer Zeit einen stationären Wert, so daß man in erster Näherung den quasistationären Ansatz $C_{A\dot{\alpha}} = \text{const}$ machen kann. Die Messung dieses instationären Effekts ist ebenso schwierig wie seine Modellierung, vgl. /Schänzer 69/. Sie geschieht unter anderem durch Kraftmessung an einem im Windkanal oszillierenden Flügel.

Bei der Aufstellung flugmechanischer Gleichungen wird der eben besprochene Effekt beim Flügel (außer bei Deltaflugzeugen) vernachlässigt und ausschließlich der Höhenleitwerkseinfluß berücksichtigt, der mit Hilfe einer vereinfachten Modellvorstellung eingeführt wird. Hierbei ist zu unterscheiden, ob die Anstellwinkeländerung durch Lage- oder Bahnänderung ($\Delta\alpha = \Delta\alpha_K = \Delta\Theta - \Delta\gamma$) oder durch Vertikalwindänderung ($\Delta\alpha = -\Delta\alpha_W$) hervorgerufen wird. Während im ersten Fall der Anstellwinkel sich gleichzeitig an Flügel und Leitwerk ändert, erreicht im zweiten Fall die Bö das Leitwerk erst verspätet. In beiden Fällen gilt der im folgenden geschilderte Zusammenhang.

Wird der Anstellwinkel plötzlich, z. B. sprungförmig verändert, so erreicht der am Flügel mit $\Delta\alpha$ erzeugte zusätzliche Abwind das Leitwerk erst, wenn er die Strecke x_{LH} (Abstand zwischen Flügel- und Höhenleitwerks-Neutralpunkt) durchlaufen hat, d. h. nach der Totzeit

$$\Delta t_\alpha = \frac{x_{\text{LH}}}{V_A} . \quad (3.3.15)$$

Der Abwindwinkel am Höhenleitwerk ist mit Gl.3.2.8 also gleich

$$\varepsilon_H(t) = \varepsilon_0 + \varepsilon_\alpha \alpha_L(t - \Delta t_\alpha) \quad (3.3.16)$$

während im stationären Fall gilt

$$\varepsilon_{H, \text{stat}}(t) = \varepsilon_0 + \varepsilon_\alpha \alpha_L(t) . \quad (3.3.17)$$

In Bild 3.20 ist dieser quasistationäre Ansatz durch eine Rampenfunktion mit $\dot{\alpha} = \text{const}$ und $\varepsilon_0 = 0$ dargestellt. In diesem Fall ist die Differenz des Abwindwinkels gegenüber dem stationären Wert

$$\Delta \varepsilon = \varepsilon_H - \varepsilon_{H, \text{stat}} = -\varepsilon_\alpha \alpha_L(\Delta t_\alpha) = -\varepsilon_\alpha \dot{\alpha}_L \Delta t_\alpha = -\varepsilon_\alpha \dot{\alpha}_L \frac{x_{\text{LH}}}{V_A} . \quad (3.3.18)$$

Mit Gl.3.2.9 ergibt sich daraus der Zusatzauftrieb gegenüber dem stationären Fall

$$\Delta C_{AH} = -C_{A\alpha H} \Delta \varepsilon = +C_{A\alpha H} \varepsilon_\alpha \dot{\alpha}_L \frac{x_{\text{LH}}}{V_A} . \quad (3.3.19)$$

Wird dieser Ausdruck auf das Gesamtflugzeug bezogen und mit \bar{c} erweitert, so gilt

$$\Delta C_A = \eta_H C_{A\alpha H} \varepsilon_\alpha \dot{\alpha}_L \frac{x_{\text{LH}}}{V_A} = \eta_H C_{A\alpha H} \varepsilon_\alpha \frac{x_{\text{LH}}}{\bar{c}} \left(\frac{\bar{c}}{V_A} \dot{\alpha}_L \right) \quad (3.3.20)$$

mit dem dimensionslosen Derivativ (das ebenfalls auf \bar{c}/V_A bezogen ist)

$$C_{A\dot{\alpha}} = \eta_H C_{A\alpha H} \varepsilon_\alpha \frac{x_{\text{LH}}}{\bar{c}} = \frac{\partial C_A}{\partial \left(\frac{\bar{c}}{V_A} \dot{\alpha} \right)} . \quad (3.3.21)$$

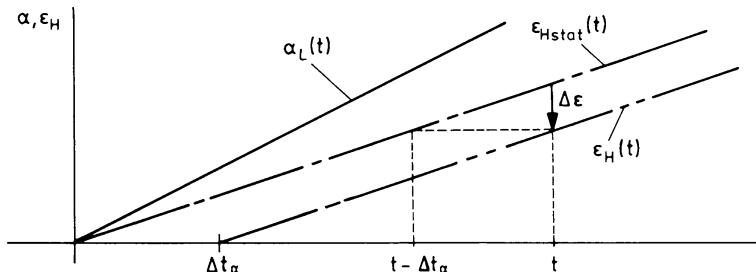


Bild 3.20 Verzögerte Abwindänderung am Höhenleitwerk (nach /Schänzer 69/)

Für das Zusatzmoment folgt entsprechend Gl.3.3.11

$$\begin{aligned}\Delta C_m &= -\eta_H \Delta C_{AH} \frac{x_H}{\bar{c}} = -\eta_H C_{A\alpha H} \varepsilon_\alpha \dot{\alpha}_L \frac{x_{LH} x_H}{V_A \bar{c}} \\ &= -\eta_H \frac{x_H x_{LH}}{\bar{c}^2} \varepsilon_\alpha C_{A\alpha H} \left(\frac{\bar{c}}{V_A} \dot{\alpha} \right)\end{aligned}\quad (3.3.22)$$

mit dem dimensionslosen Derivativ

$$C_{m\dot{\alpha}} = -\eta_H \frac{x_H x_{LH}}{\bar{c}^2} \varepsilon_\alpha C_{A\alpha H} = \frac{\partial C_m}{\partial \left(\frac{\bar{c}}{V_A} \dot{\alpha} \right)} . \quad (3.3.23)$$

Dieses Moment hat ähnlich wie C_{mq} einen dämpfenden Einfluß auf die Nickbewegung. Beide Anteile C_{mq} und $C_{m\dot{\alpha}}$ werden meist zusammengefaßt, ihre getrennte meßtechnische Bestimmung ist schwierig.

3.3.3 Einfluß der Fahrtänderung

Entsprechend dem im vorigen Abschnitt behandelten Fall werden auch durch unterschiedlichen Betrag der Anströmgeschwindigkeit an Flügel und Leitwerk Zusatzterme gegenüber dem stationären Fall wirksam. Dieser Fall kann bei Beschleunigung des Flugzeugs infolge von Abwindeffekten auftreten oder beim Einfliegen in ein Luftfeld mit wachsendem Gegenwind. Für den letzteren Fall gilt nach der gleichen Modellvorstellung wie in Bild 3.20 für eine konstante Anfangsfluggeschwindigkeit V_0 am Flügel und Leitwerk und mit $\dot{V}_A = -\dot{u}_W = \text{const}$ am Flügel

$$V_L(t) = V_0 + \dot{V}_L t = V_0 - \dot{u}_W t \quad (3.3.24)$$

und am Leitwerk

$$V_H(t) = V_L(t - \Delta t) = V_0 - \dot{u}_W(t - \Delta t) \quad (3.3.25)$$

mit der konstanten Differenz

$$\Delta V_H = V_H(t) - V_L(t) = +\dot{u}_W \Delta t . \quad (3.3.26)$$

Hieraus ergeben sich bei quasistationärem Ansatz ebenfalls Zusatzterme in Auftrieb und Moment. Diese sind aber außer bei schlanken Deltaflugzeugen vernachlässigbar /Schänzer 69/.

3.3.4 Einfluß des Höhenruderausschlags

Durch positiven Ausschlag η des Höhenruders wird die Profilwölbung und damit der Auftrieb am Höhenleitwerk vergrößert. Das bewirkt einen negativen

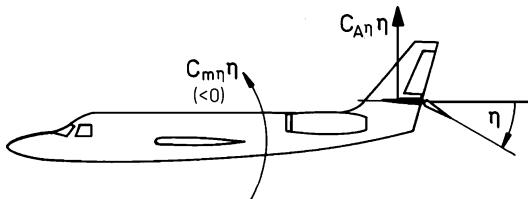


Bild 3.21 Kräfte und Momente infolge Höhenruderausschlags

Nickmomentenbeiwert $C_{m\eta}\eta$, vgl. Bild 3.21. Gleichzeitig ist der positive Auftriebsanteil $C_{A\eta}\eta$ zu berücksichtigen, während die Vergrößerung des (induzierten) Widerstandes $C_{W\eta}\eta$ im allgemeinen zu vernachlässigen ist.

Bei schwanzlosen Flugzeugen wie z. B. Concorde, Space-Shuttle, X-31A, müssen zur Nicksteuerung Klappen an der Flügelhinterkante ausgeschlagen werden, vgl. Bild 3.22. Dadurch wird die Auftriebsverteilung über dem gesamten Flügel verändert. Der Angriffspunkt des Zusatzauftriebs liegt relativ weit vorn und der Hebelarm zum Schwerpunkt ist kleiner als bei Drachenflugzeugen. Die Folge davon ist ein wesentlich ungünstigeres (größeres) Verhältnis der Beiwerte von Zusatzauftrieb $C_{A\eta}\eta$ und Nickmoment $C_{m\eta}\eta$, verbunden mit einem entsprechend großen induzierten Widerstand. Das Flugzeug reagiert deshalb auf einen positiven Höhenruderausschlag zunächst mit einer merklichen Beschleunigung nach oben ($C_{A\eta}\eta$), bevor infolge Abnicken des Flugzeugs ($C_{m\eta}\eta$) Anstellwinkel und Gesamtauftrieb kleiner werden, so daß die Flugbahn nach unten abgelenkt wird. Dieser Effekt entspricht einem Allpaßverhalten und erschwert die Regelung des Bahnwinkels γ (vgl. Kap.8.5.2).

Als weitere Konsequenz einer Nurflügel-Konfiguration müssen die gleichen Klappen für Nick- und Rollsteuerung eingesetzt werden. Sie werden daher auch als *elevons* bezeichnet (Zusammenziehung von *elevator* und *aileron*) und sowohl gleichsinnig als auch gegensinnig ausgeschlagen. Schließlich sind diese Klappen nicht als Hochauftriebshilfen einsetzbar, da das hohe zusätzliche Nickmoment nicht kompensiert werden kann. Die Trimmung von Deltaflugzeugen zur Aufrechterhaltung von stationärem Flug bei möglichst kleinem Widerstand im gesamten Flugbereich (Unter- und Überschallbereich) ist ein recht kompliziertes Problem. Für eine detaillierte Beschreibung wird deshalb auf die Literatur verwiesen /Etkin 72/, /McCormick 79/.

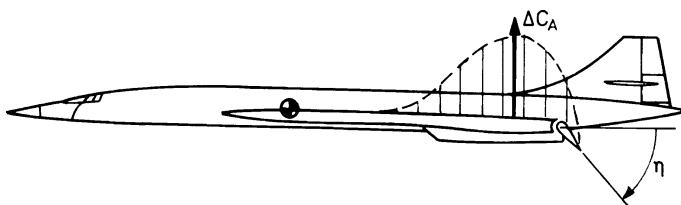


Bild 3.22 Nicksteuerung bei einem Deltaflugzeug

3.4 Aerodynamische Wirkungen bei unsymmetrischem Flug

Bei jeder Abweichung vom symmetrischen Flug ändern sich auch die Größen Fahrt und Anstellwinkel. Der unsymmetrische Flug ist daher nur näherungsweise von der Gesamtbewegung abspaltbar. Trotzdem wollen wir hier die unsymmetrische Bewegung („Seitenbewegung“) für sich allein betrachten und eine Wirkung von α und V_A auf ihre Beiwerte nur in Einzelfällen diskutieren. Es sei weiter daran erinnert, daß die Beiwerte und Derivative der Seitenbewegung meistens in experimentellen Achsen angegeben werden. Ihre jeweilige Definition ist den Datenblättern zu entnehmen. Sie werden im Unterschied zu den Beiwerten der Längsbewegung auf die Flügel-Halbspannweite $s = b/2$ bezogen, auch das ist aber nicht einheitlich und muß laut [/DIN 9300 - 1/](#) stets gesondert angegeben werden. Das gilt auch für die normierte Roll- und Giergeschwindigkeit (p_A^* und r_A^*), die – analog zu q_A^* – definiert sind als:

$$p_A^* = \frac{b/2}{V_A} p_A \quad \text{und} \quad r_A^* = \frac{b/2}{V_A} r_A .$$

Schließlich wird hier generell davon ausgegangen, daß das Seitenleitwerk oberhalb der Flugzeuglängssachse angeordnet ist, da es davon fast keine Ausnahme gibt. Die Hebelarme zum Schwerpunkt werden auf den Neutralpunkt des Seitenleitwerks bezogen und betragsmäßig eingesetzt.

3.4.1 Einfluß des Schiebewinkels

Schiebequerkraft

Nach Bild 3.23a beträgt die Querkraft Y in experimentellen Achsen (sofern die Beiwerte in aerodynamischen Achsen angegeben sind)

$$Y = Q \cos \beta - W \sin \beta . \quad (3.4.1)$$

Die Ableitung nach β am Arbeitspunkt $\beta_0 = 0$ (Geradeausflug) ergibt

$$\frac{\partial Y}{\partial \beta} = \left(\frac{\partial Q}{\partial \beta} \cos \beta - Q \sin \beta - \frac{\partial W}{\partial \beta} \sin \beta - W \cos \beta \right)_0 \approx \frac{\partial Q}{\partial \beta} - W . \quad (3.4.2)$$

Der Beitrag von Flügel und Rumpf zur Querkraft ist klein, der Beitrag des Seitenleitwerks wurde in Kap.[3.2.4](#) ermittelt zu

$$C_{Q\beta} = -\eta_V (1 - \sigma_\beta) C_{Q\beta V} . \quad (3.2.29)$$

Sowohl dieser Term als auch der Anteil aus dem Widerstand sind häufig in der Querkraftgleichung vernachlässigbar. Der Schiebewinkel erzeugt aber über $C_{Q\beta}$ nicht zu

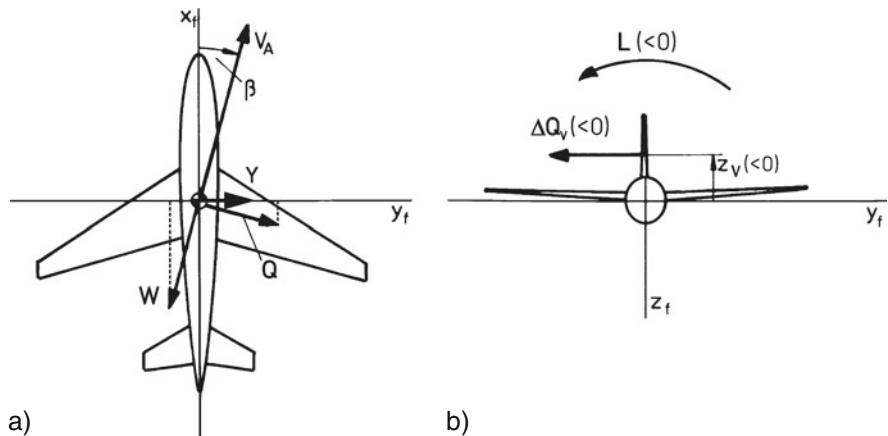


Bild 3.23 Kräfte und Momente infolge eines Schiebewinkels a) Querkraft Q in flugzeugfesten Koordinaten, b) Rollmoment L

vernachlässigende Momente um die x -Achse, vgl. Bild 3.23b, und um die y -Achse, vgl. die folgende Diskussion.

Schieberollmoment

Von ausschlaggebender Bedeutung für die Seitenbewegung ist das Rollmoment infolge Schiebens, das durch das Schieberollerativat $C_{L\beta}$ beschrieben werden kann. Es entsteht aus einer unsymmetrischen Flügelanströmung. Die Haupt-Einflußgrößen sind dabei die V-Stellung ν (*dihedral angle*), die Pfeilung φ (*sweep*) und das Seitenverhältnis Λ (*aspect ratio*) des Flügels.

Den Einfluß der V-Stellung ν erläutert Bild 3.24. Die Komponente des Vektors V_A senkrecht zur Flügelfläche (w_\perp) in Abhängigkeit von ν am Luvflügel (im Bild rechts) ist – mit der Näherung für kleine Winkel

$$w_\perp \text{ rechts} = V_A \sin \alpha \cos \beta \cos \nu + V_A \sin \beta \sin \nu \approx V_A(\alpha + \beta \nu) \quad (3.4.3)$$

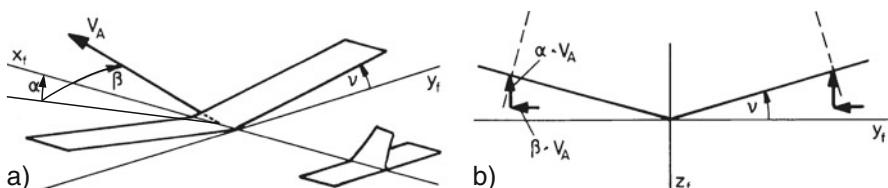


Bild 3.24 Zur Erläuterung des Einflusses der V-Stellung a) Definition von ν , b) Flügelanströmung infolge von Anstell- und Schiebewinkel

und am Leeflügel (im Bild links)

$$w_{\perp \text{ links}} = V_A \sin \alpha \cos \beta \cos \nu - V_A \sin \beta \sin \nu \approx V_A(\alpha - \beta \nu). \quad (3.4.4)$$

Daraus folgt an beiden Flügeln eine örtliche Anstellwinkeländerung von

$$\Delta \alpha_L = \pm \beta \nu, \quad (3.4.5)$$

die ein negatives Rollmoment zur Folge hat. Der daraus resultierende Anteil von $C_{l\beta}$ ist für festes ν konstant, also unabhängig vom Anstellwinkel.

Wie Bild 3.25 zeigt, verursacht die Rumpfumströmung einen ähnlichen Effekt: Bei Hochdeckern entsteht ein negativer (stabilisierender) und bei Tiefdeckern ein positiver (destabilisierender) Beitrag zu $C_{l\beta}$. Der Hauptbeitrag zum Schieberollmoment wird durch die Flügelpfeilung φ verursacht.

Nach Bild 3.26 ist für kleine Anstellwinkel die Geschwindigkeitskomponente senkrecht zur $\bar{c}/4$ -Linie am Luvflügel (im Bild rechts)

$$V_{\perp \text{ rechts}} = V_A \cos(\varphi - \beta) \quad (3.4.6)$$

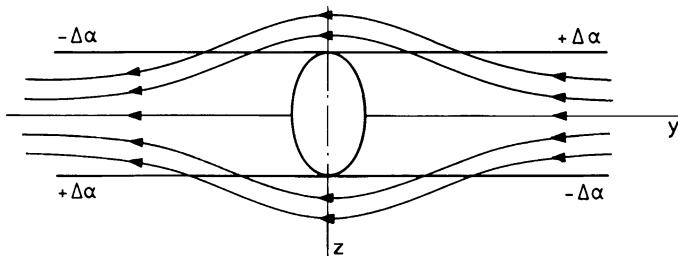


Bild 3.25 Rumpfeinfluß bei Querströmung am Hochdecker und Tiefdecker

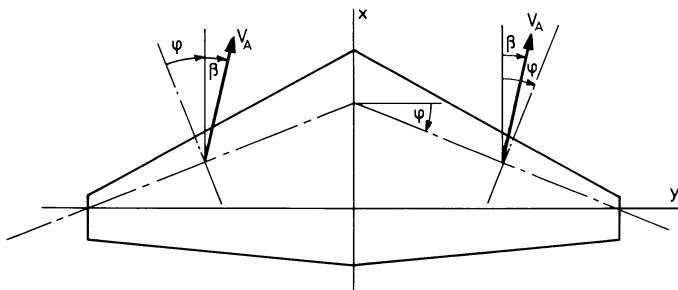


Bild 3.26 Zum Einfluß der Pfeilung auf das Schieberollmoment

und am Leeflügel (im Bild links)

$$V_{\perp \text{ links}} = V_A \cos(\varphi + \beta). \quad (3.4.7)$$

Das resultierende Rollmoment ist proportional der Auftriebsdifferenz von linkem und rechtem Flügel

$$\begin{aligned} L &\sim (A_{\text{links}} - A_{\text{rechts}}) \\ &\sim \frac{\rho}{2} S \left([V_A \cos(\varphi - \beta)]^2 C_{AL \text{ links}} - [V_A \cos(\varphi + \beta)]^2 C_{AL \text{ rechts}} \right). \end{aligned} \quad (3.4.8)$$

Für kleine Schiebewinkel folgt hieraus

$$\Delta C_{1 \text{ Flügel}} \sim -(2 \sin \varphi) \beta C_{AL}, \quad (3.4.9)$$

also ein negativer Beitrag zu $C_{l\beta}$. Schließlich liefert auch das Seitenleitwerk einen negativen Beitrag zu $C_{l\beta}$. Nach Bild 3.23b und Gl.3.2.29 gilt

$$\Delta C_{1 \text{ Leitw}} = -z_v \eta_v (1 - \sigma_\beta) C_{Q\beta v} \beta. \quad (3.4.10)$$

Das Schieberollmoment bewirkt die wichtigste Kopplung zwischen Gier- und Rollfreiheitsgrad und beeinflusst insbesondere das Verhalten des Flugzeugs im Kurvenflug.

Ein weiterer stabilisierender Einfluß von $C_{l\beta}$ soll hier kurz erwähnt werden. Ist beim Rollen die Drehachse nicht mit der Richtung des Geschwindigkeitsvektors \vec{V}_A identisch, so wird aus dem ursprünglichen Anstellwinkel bei einem Rollwinkel $\Phi = \pm 90^\circ$ ein Schiebewinkel $\beta = \pm \alpha$, vgl. Bild 3.27. Dieser Schiebewinkel bewirkt über $C_{l\beta}$ ein Rollmoment und somit indirekt eine Roll-Federkonstante von

$$C_{l\Phi}|_\alpha \approx C_{l\beta}\alpha.$$

Diese auf einen Freiheitsgrad reduzierte Betrachtung soll allerdings nur dem Verständnis des Flugzeugverhaltens dienen und rechtfertigt nicht die Einführung eines

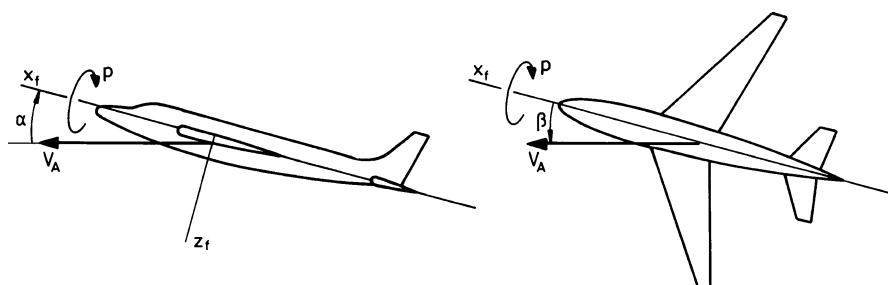


Bild 3.27 Wechsel von Anstell- und Schiebewinkel beim Rollen um die Flugzeulgängsachse

Derivativs $C_{l\phi}$, da die Wirkung ja auf $C_{l\beta}$ zurückzuführen ist. Bei der Aufstellung der flugmechanischen Gleichungen wird obige Beziehung automatisch durch die Winkeltransformation zwischen Drehgeschwindigkeitsvektor und aerodynamischen Koordinaten berücksichtigt.

Schiebegiermoment

Das Schiebegierderivativ $C_{N\beta}$, mit dem der Giermomentenbeiwert bei seitlicher Anströmung berechnet werden kann, wurde schon in Kap.3.2.4 behandelt. Es stellt die wesentliche Federkonstante im Gierfreiheitsgrad und damit auch in der gesamten Seitenbewegung dar.

3.4.2 Einfluß einer Schiebewinkeländerung

Ähnlich wie in Kap.3.3.2 für den Anstellwinkel diskutiert, werden auch durch eine stetige Schiebewinkeländerung $\dot{\beta}$ instationäre Wirkungen am Flügel hervorgerufen. Der sich zeitlich ändernde Flügelabwind erzeugt nach einer Totzeit

$$\Delta t_\beta = \frac{x_{LV}}{V_A} \quad (3.4.11)$$

eine Querströmung am Seitenleitwerk. Diese seitliche Abwindverzögerung hat ebenso wie bei $\dot{\alpha}$ eine Änderung der Kräfte und Momente gegenüber dem quasistationären Ansatz zur Folge. Diese Änderungen können analog zu Kap.3.3.2 in grober Näherung durch Derivative

$$C_{Q\dot{\beta}}, C_{l\dot{\beta}} \text{ und } C_{n\dot{\beta}}$$

beschrieben werden. Deren rechnerische und meßtechnische Bestimmung ist aber sehr schwierig, ihr Einfluß ist glücklicherweise meist vernachlässigbar.

3.4.3 Einfluß der Rollgeschwindigkeit

Roll-Querkraft

Eine positive Rollgeschwindigkeit p_A relativ zur umgebenden Luft erzeugt eine Vergrößerung des Schiebewinkels am Seitenleitwerk und damit einen negativen Querkraftbeiwert C_{Qp} , vgl. Bild 3.28. Dieser ist i. allg. zu vernachlässigen.

Roll-Rollmoment (Rolldämpfung)

Durch positive Rollgeschwindigkeit p_A relativ zur umgebenden Luft wird der Anstellwinkel am rechten Flügel vergrößert, am linken verkleinert. Dadurch entsteht ein ungleichsinniger Auftrieb und damit ein negatives Rollmoment

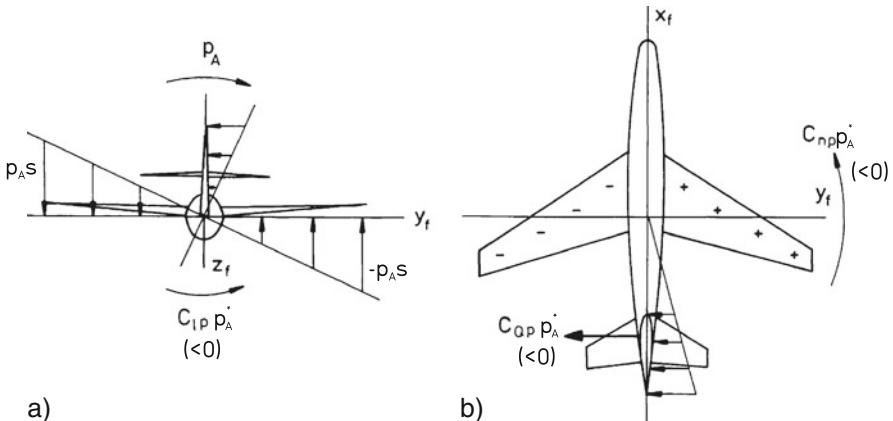


Bild 3.28 Kräfte und Momente infolge Rollgeschwindigkeit

$$\Delta L = \frac{\rho}{2} V_A^2 S \frac{b}{2} \frac{\partial C_l}{\partial \left(\frac{b/2}{V_A} p_A \right)} \left(\frac{b/2}{V_A} p_A \right) = \frac{\rho}{2} V_A^2 S \frac{b}{2} C_{lp} p_A^*, \quad (3.4.12)$$

das bei großem Leitwerk noch durch dessen Anströmung unterstützt wird. Dieses Moment wirkt der Rollbewegung – dämpfend – entgegen und stellt einen wichtigen Beitrag zur dynamischen Dämpfung der Seitenbewegung dar, vgl. Kap.8.4.3. Hier gilt sinngemäß die Diskussion zu Bild 3.2. Wie Bild 3.28 zeigt, variiert der örtliche Anstellwinkel am Flügel mit y , und zwar von $\alpha - p_A^*$ an der linken bis zu $\alpha + p_A^*$ an der rechten Flügelspitze. Dadurch kann am niedergehenden Flügel der Maximalauftrieb erreicht oder sogar überschritten werden, d. h. die Strömung abreißen. Im Extremfall kann dadurch C_{lp} sein Vorzeichen wechseln, das ist z. B. beim Steiltrudeln der Fall.

Roll-Giermoment

Die Änderung der Anströmrichtung an beiden Flügeln hat wegen veränderter Auftriebsverteilung zusätzlich eine örtliche Änderung des induzierten Anstellwinkels zur Folge, der wiederum einen induzierten Widerstand erzeugt (Schwenken der resultierenden Luftkraft, vgl. Kap.3.1). Hierdurch entsteht ein negatives Giermoment mit dem Beiwert

$$C_{np} = \frac{\partial C_n}{\partial \left(\frac{b/2}{V_A} p_A \right)}, \quad (3.4.13)$$

das einen wesentlichen Kopplungseinfluß zwischen Roll- und Gierbewegung darstellt.

3.4.4 Einfluß der Giergeschwindigkeit

Gier-Seitenkraft

Durch eine Giergeschwindigkeit r_A relativ zur umgebenden Luft wird am Leitwerk entsprechend Bild 3.29 ein negativer Schiebewinkel erzeugt, der eine positive Querkraft $C_{Qr}r_A^*$ zur Folge hat. Durch den gierenden Flügel wird außerdem ein unsymmetrischer Abwind erzeugt, der eine zusätzliche Querströmung (induzierter Seitenwindwinkel σ) am Seitenleitwerk hervorruft. Der Gesamteinfluß ist gegeben durch

$$\Delta\beta_V = r_A \frac{x_V}{V_A} + r_A \frac{\partial\sigma}{\partial r_A} = r_A^* \left(\frac{x_V}{b/2} + \frac{\partial\sigma}{\partial r_A^*} \right), \quad (3.4.14)$$

so daß für die Querkraft gilt

$$\Delta C_Q = \eta_V C_{Q\beta V} \left(\frac{x_V}{b/2} + \frac{\partial\sigma}{\partial r_A^*} \right) r_A^* = C_{Qr} r_A^*. \quad (3.4.15)$$

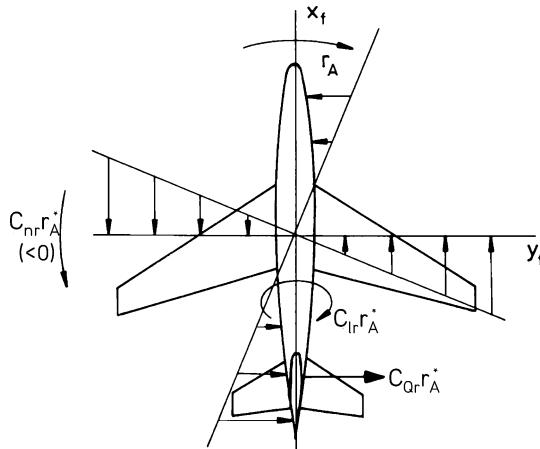


Bild 3.29 Kräfte und Momente bei Giergeschwindigkeit

Gier-Rollmoment

Eine positive Giergeschwindigkeit r_A bewirkt nach Bild 3.29 im wesentlichen eine Erhöhung der Anströmgeschwindigkeit am voreilenden (linken) Flügel und eine Reduzierung von V_A am nacheilenden Flügel (bei starker Pfeilung sind die Verhältnisse komplizierter als im Bild dargestellt). Die daraus resultierende unsymmetrische Auftriebsverteilung hat ein positives Moment

$$\Delta L = \frac{\rho}{2} V_A^2 S \frac{b}{2} C_{lr} r_A^* \quad (3.4.16)$$

zur Folge. Das Derivativ $C_{l\alpha}$ ist dem Auftriebsbeiwert C_A proportional, ist also im Langsamflug groß. Es ist außerdem abhängig von Pfeilung, V-Stellung und Seitenverhältnis des Flügels. Auch ein großes Seitenleitwerk kann dazu beitragen. Das Gier-Rollmoment ist ein weiterer wichtiger Kopplungseinfluß zwischen Gier- und Rollbewegung.

Gier-Giermoment (Gierdämpfung)

Die durch r_A erzeugte Querkraft am Seitenleitwerk erzeugt mit dem Hebelarm x_V ein negatives Giermoment. Ebenfalls ein negatives Giermoment bewirkt die ortsabhängige Änderung der Anströmgeschwindigkeit am Flügel, da infolge r_A eine Widerstandserhöhung am voreilenden und eine -erniedrigung am nacheilenden Flügel entsteht. Das Giermoment

$$\Delta N = \frac{\rho}{2} V_A^2 S \frac{b}{2} C_{nr} r_A^* \quad (3.4.17)$$

mit

$$C_{nr} = -\eta_V C_{Q\beta V} \left(\frac{x_V}{b/2} + \frac{\partial \sigma}{\partial r_A^*} \right) \frac{x_V}{b/2} \quad (3.4.18)$$

wird auch als „Gierdämpfung“ bezeichnet. Der Flügelanteil kann bei starker Pfeilung ($\varphi > 60^\circ$) positiv werden, d. h. entdämpfend wirken.

3.4.5 Einfluß eines Querruderausschlags

Zur Rollsteuerung (x -Achse) dienen Querruder (*ailerons*), d. h. Klappen am äußeren Teil des Flügels, die gegensinnig ausgeschlagen werden, vgl. Bild 3.30. Durch positiven Ausschlag werden Profilwölbung und Auftrieb am rechten Flügel vergrößert,

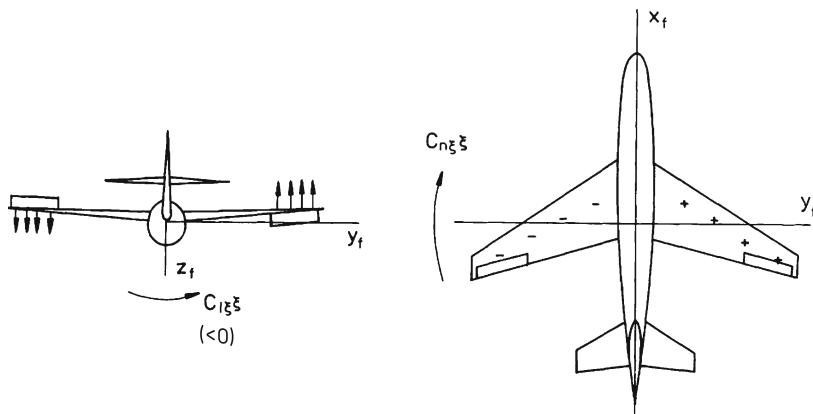


Bild 3.30 Kräfte und Momente infolge Querruderausschlags

am linken verkleinert. Es wird also ein negatives Rollmoment $C_{l\zeta}$ erzeugt. Durch gleichzeitige Veränderung des induzierten Widerstandes entsteht als Sekundäreffekt ein positives Giermoment $C_{n\zeta}$, das beim Einleiten einer Kurve dem Rollmoment entgegenwirkt („negatives Wendemoment“, *adverse yaw*). Dieser Effekt wird meist durch konstruktive Maßnahmen vermieden, z. B. durch ungleich großen Querruderausschlag nach oben und unten.

Häufig werden zur Rollsteuerung auch Spoiler einseitig ausgeschlagen (allein oder mit Querruder kombiniert). Im Unterschied zur Querruderwirkung haben hier Auftriebs- und Widerstandsänderungen verschiedenes und damit $C_{l\zeta}$ und $C_{n\zeta}$ gleiches Vorzeichen. Wird entsprechend Kap. 2.2.8 ein Ausfahren der Spoiler am rechten Flügel als negativer Ausschlag definiert, so sind $C_{l\zeta}$ und $C_{n\zeta}$ negativ.

Lange, dünne Flügel haben eine hohe Elastizität. Deshalb bewirkt ein Querruderausschlag eine Verbiegung des Außenflügels nach oben und eine Torsion, wie in Bild 3.31 angedeutet. Dadurch wird die Querruderwirkung verringert; sie kann sich sogar bei hohem Staudruck umkehren (*aileron reversal*).

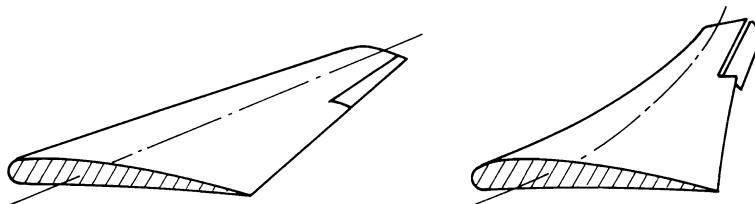


Bild 3.31 Verformung eines elastischen Flügels infolge Querruderausschlags

3.4.6 Einfluß des Seitenruderausschlags

Zur Giersteuerung dient das Seitenruder, eine Klappe an der Seitenleitwerks-Hinterkante. Durch positiven Seitenruderausschlag ζ (positiv um die z -Achse, d. h. nach Backbord) wird das symmetrische Leitwerksprofil gewölbt und ein positiver Querkraftbeiwert $C_{Q\zeta}\zeta$ erzeugt, vgl. Bild 3.32. Dadurch entsteht ein negativer Giermomentenbeiwert $C_{n\zeta}\zeta = x_V C_{Q\zeta}\zeta$ ($x_V < 0$) und bei hochliegendem Leitwerk ($z_V < 0$) ein positiver Rollmomentenbeiwert $C_{l\zeta}\zeta = -z_V C_{Q\zeta}\zeta$, der dem Giermoment entgegenwirkt. Gleichzeitig wird als Sekundäreffekt die Strömung am Höhenleitwerk beeinflußt.

Das Seitenruder wird beim Kurvenflug i. allg. nur koordiniert zum Querruder ausgeschlagen, um dessen Wirkung zu unterstützen und Schiebewinkel zu unterdrücken. Im übrigen wird es eingesetzt, um absichtlich einen Schiebewinkel β und damit Widerstand zu erzeugen („Slippen“ = gegensinniges Ausschlagen von Quer- und Seitenruder), so wie zum Momentenausgleich bei einseitigem Triebwerksausfall. Der letztere Fall ist bestimmt sowohl für die Größe des Seitenleitwerks als auch für die maximal erforderliche Seitenruderwirksamkeit. Auch die Wirksamkeit von Höhen- und Seitenruder kann durch elastische Verformung

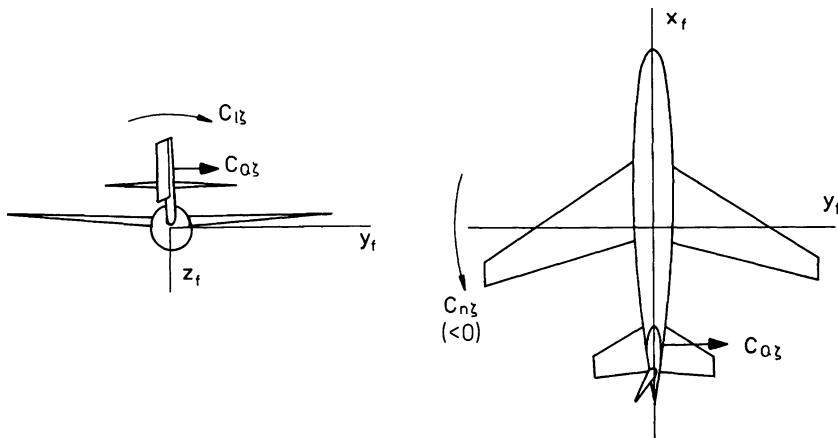


Bild 3.32 Kräfte und Momente infolge Seitenruderausschlags

des Rumpfes (Biegung und Torsion) reduziert werden. Aus diesem Grund und zur Einhaltung der Festigkeitsgrenzen sind ihre Ausschläge bei hohem Staudruck zu begrenzen.

3.5 Ergänzung und Zusammenfassung des aerodynamischen Modells

Das aerodynamische Modell ist insgesamt wesentlich komplexer, als es hier dargestellt werden kann. Bevor die besprochenen Größen in übersichtlicher Form zusammengefaßt werden, soll noch auf einige weitere, schwierig zu modellierende Einflüsse hingewiesen werden.

3.5.1 Aerodynamische Kopplung von Längs- und Seitenbewegung

Es wurde in Kap. 3.4.1 schon darauf hingewiesen, daß das Schieberollmoment $C_{l\beta}$ teilweise von C_A und damit von α abhängig ist. Bei genauerer Modellierung müßte man also schreiben

$$\Delta C_l = C_{l\beta}(\alpha)\beta = (C_{l\beta 0} + C_{l\beta \alpha}\alpha)\beta. \quad (3.5.1)$$

Im Bereich großer Anstellwinkel weisen weitere Derivate eine Abhängigkeit von α auf. Das gilt insbesondere für die Gierderivative, die ja wesentlich auf Abwindeneinflüsse zurückzuführen sind. Ausführlichere Informationen sind der Literatur /Etkin 72/, /McCormick 79/ usw. zu entnehmen.

3.5.2 Bodeneffekt

In den kritischen Flugphasen von Start und Landung fliegt das Flugzeug nahe am Boden. Der mit der Auftriebserzeugung verbundene Abwind wird durch die Bodennähe begrenzt und die Umströmung des Flugzeugs erheblich modifiziert. Die unter dem Begriff Bodeneffekt zusammengefaßten Einflüsse bewirken

- eine Reduktion des Abwindwinkels ε am Höhenleitwerk,
- eine Erhöhung des Auftriebsanstiegs $C_{A\alpha}$ an Flügel und Leitwerk und
- eine Verringerung des Widerstandes,

etwa umgekehrt proportional zur Annäherung an den Boden, vgl. Bild 3.33. Das hat (bei festem α) eine Auftriebserhöhung und damit eine Erhöhung des Flugbahnwinkels zur Folge, was sich bei der Landung positiv auswirkt.

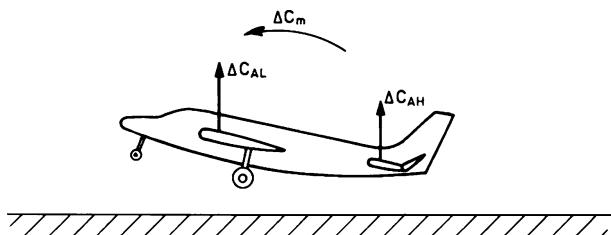


Bild 3.33 Zum Bodeneffekt

Die Reduktion von ε_α bewirkt nach Gl.3.2.24 eine Rückverlagerung des Neutralpunktes. Das erzeugt ein negatives (abnickendes) Nickmoment und erhöht die Nick-Federsteifigkeit wesentlich. Um den Anstellwinkel konstant zu halten oder sogar zur Fahrtreduzierung noch weiter zu erhöhen, muß mit Annäherung an den Boden ein wachsendes positives Trimmoment erzeugt werden. Diese Situation ist meistens bestimmend für die notwendige Höhenruderwirksamkeit (bzw. -größe) und begrenzt im allgemeinen die maximal zulässige Schwerpunktvorlage. Bei Deltaflugzeugen wird ein ebenfalls negatives Nickmoment dadurch bewirkt, daß der rückwärtige Teil des Flügels dem Boden näher ist und dort der größte Teil des Zusatzauftriebs erzeugt wird. Auf die gleiche Weise entsteht eine merkliche Federwirkung im Rollfreiheitsgrad. Bei Flugzeugen mit T-Leitwerk, z. B. Boeing B727, ist das abnickende Moment klein oder null.

3.5.3 Einfluß elastischer Verformung

Die Flugzeugstruktur hat aufgrund ihrer Leichtbaueigenschaften eine hohe Elastizität. Durch die an Flügel, Rumpf und Leitwerk angreifenden Kräfte werden Momente ausgeübt, die das Flugzeug elastisch verformen. Dadurch wird u. a. der örtliche Anstellwinkel gegenüber seinem Mittelwert verändert, was wiederum zurückwirkt

auf die Erzeugung aerodynamischer Kräfte. Diese Rückwirkung verändert die statischen und dynamischen Eigenschaften erheblich. Sie wird in dem Fachgebiet der „Aeroelastik“ behandelt. Ihre Modellierung erfordert eine Erweiterung des Gleichungssystems um die wesentlichen elastischen Freiheitsgrade der Biegung und Torsion von Flügel und Rumpf. Da das weit über den Rahmen dieses Buches hinausgeht, sei auf die Literatur verwiesen [/Bisplinghoff As 96/](#), [/Försching 74/](#), [/Dowell 04/](#), [/Wright Co 08/](#) hier soll nur eine knappe Erläuterung dieser Effekte gegeben werden.

Die elastischen Eigenschaften haben sowohl statische als auch dynamische Wirkungen. Beispielsweise ist die Form, die der Flügel auf Grund der statischen Kraft- und Massenverteilung annimmt, unterschiedlich, je nachdem ob das Flugzeug am Boden steht, sich im Reiseflug oder im Flug bei hohem Lastvielfachen befindet. Ein weiterer statischer Einfluß wurde in Kap.3.4.6 im Zusammenhang mit der Querrudersteuerung diskutiert.

Die dynamischen Wirkungen betreffen elastische Eigenschwingungsformen, wie in Bild 3.34 angedeutet. Diese werden sowohl durch Turbulenz als auch durch Steuerausschläge angeregt. Rückführungen, die der Regelung der Starrkörperfreiheitsgrade dienen, beeinflussen diese elastischen Freiheitsgrade ebenfalls, meist im destabilisierenden Sinn. Sie sind deshalb in ihrer Verstärkung zu begrenzen. Solange die Eigenfrequenzen von Starrkörper- und elastischen Bewegungen einen großen Abstand haben, kann die Reglerwirkung im oberen Frequenzbereich durch Tiefpaßfilter (oder Kerbfilter (*notch filter*)) ausreichend reduziert werden. Das wird um so schwieriger, je niedriger die Eigenfrequenzen der elastischen Freiheitsgrade liegen, das ist besonders bei Großflugzeugen (Airbus A340-600, Boeing B 747) der Fall. Hier ist eine sorgfältige Reglerauslegung im gesamten Frequenzbereich nötig. Ein besonders gefährliches aeroelastisches Phänomen ist das Flügelflattern, eine kombinierte Torsions- und Biegeschwingung des Flügels, die auf Grund der aeroelastischen Rückkopplung zwischen Kräften und Auslenkungen entsteht, und besonders im Bereich hoher Geschwindigkeit instabil werden kann. Die Geschwindigkeit ab der Flattern auftritt, ist einer der begrenzenden Faktoren für die maximale Fluggeschwindigkeit.

Während die Modellierung der dynamischen Einflüsse nur durch zusätzliche Differentialgleichungen erfolgen kann, werden die stationären Einflüsse vielfach in die aerodynamischen Beiwerte eingerechnet. Ein Beispiel dafür ist die Modifizierung der Höhenruderwirksamkeit durch Rumpfelastizität [/Etkin 72/](#).

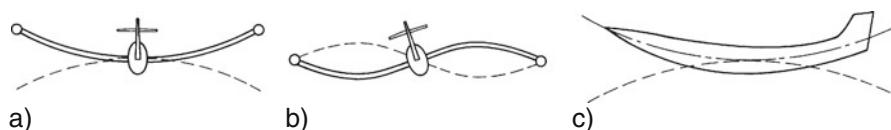


Bild 3.34 Beispiele für elastische Bewegungsformen
 a) erste Flügelbiegeschwingung,
 b) zweite Flügelbiegeschwingung mit Leitwerksschwingung,
 c) erste Rumpfbiegeschwingung

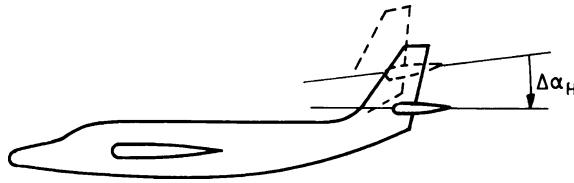


Bild 3.35 Leitwerkswinkel infolge von Rumpfdurchbiegung (nach /Etkin 72/)

Mit der Annahme, daß die Rumpfdurchbiegung proportional der Auftriebskraft am Höhenleitwerk ist und eine Verdrehung $\Delta\alpha_H$ des Leitwerks bewirkt, vgl. Bild 3.35, gilt für den Anstellwinkel am Leitwerk

$$\alpha_H = \alpha_L - \varepsilon + i_H - k_{\alpha H} A_H = \alpha_L - \varepsilon + i_H - k_{\alpha H} \frac{\rho}{2} V_H^2 S_H C_{AH} \quad (3.5.2)$$

und für den dadurch erzeugten Auftrieb

$$C_{AH} = C_{A\alpha H} \alpha_H = C_{A\alpha H} \left(\alpha_L - \varepsilon + i_H - k_{\alpha H} \frac{\rho}{2} V_H^2 S_H C_{AH} \right) \\ = \frac{C_{A\alpha H}}{1 + k_{\alpha H} \frac{\rho}{2} V_H^2 S_H C_{A\alpha H}} (\alpha_L - \varepsilon + i_H) = C_{A\alpha H}^* (\alpha_L - \varepsilon + i_H). \quad (3.5.3)$$

Der Nenner stellt einen Korrekturfaktor dar, der C_{AH} und $C_{A\alpha H}$ gegenüber Gl.3.2.11 modifiziert. Es ist

$$\Delta C_{A\alpha H} = C_{A\alpha H} \left(\frac{1}{1 + k_{\alpha H} \frac{\rho}{2} V_H^2 S_H C_{A\alpha H}} - 1 \right) \quad (3.5.4)$$

negativ, das bewirkt nach Gl.3.2.24 eine Verschiebung des Neutralpunkts nach vorn

$$\frac{\Delta x_{NL}}{c} = \eta_H \frac{x_H}{c} \frac{\Delta C_{A\alpha H}}{C_{A\alpha}} (1 - \varepsilon_\alpha). \quad (3.5.5)$$

Auch die Höhenruderwirksamkeit wird verringert. Nach Erweiterung von Gl.3.5.3

$$C_{AH} = C_{A\alpha H} \alpha_H + C_{AH\eta} \eta \quad (3.5.6)$$

folgt nach gleicher Umrechnung

$$C_{AH} = C_{A\alpha H}^* (\alpha_L - \varepsilon + i_H) + \frac{C_{AH\eta}}{1 + k_{\alpha H} \frac{\rho}{2} V_H^2 S_H C_{A\alpha H}} \eta \quad (3.5.7)$$

der gleiche Korrekturfaktor für $C_{AH\eta}$.

3.5.4 Triebwerkseinfluß

Der Triebwerksschub selbst kann auf Grund der Triebwerksgeometrie und durch Impulsänderung im Triebwerk außer zum Vortrieb auch zu Auftrieb und Nickmoment beitragen /[Friehmelt 99](#)/, vgl. Kap.[3.6](#). Es wurde in Kap.[3.2.3](#) mit in die Betrachtung einbezogen. Darüber hinaus kann aber der Propellerstrahl oder der Abgasstrahl von Turbo-Triebwerken einen starken Einfluß auf die Strömungsverhältnisse an Flügel und Leitwerk ausüben, wie in Kap.[1.2.5](#), Bild 1.12 angedeutet.

Die wichtigsten Einflüsse sind folgende: Erstens wird der Flügelauftrieb durch schubstrahlinduzierte örtliche Zusatzgeschwindigkeiten erhöht. Dadurch erhöht sich sowohl der Maximalauftrieb als auch der Auftriebsanstieg $C_{A\alpha}$ für das Gesamtflugzeug. Der zweite Einfluß betrifft die Veränderung des Flügelabwindes und damit des Leitwerksauftriebs und -moments. Dadurch kann sowohl das stationäre Gleichgewicht modifiziert werden (z. B. der zur Trimmung nötige Höhenleitwerks-Einstellwinkel i_H) als auch infolge instationärer Effekte eine Beeinflussung der dynamischen Derivative erfolgen.

Umgekehrt ist der Schub von den Strömungsverhältnissen am Triebwerkseinlauf abhängig und wird deshalb vom örtlichen Anstell- und Schiebewinkel beeinflußt. Besonders bei Triebwerken, die am Heck angeordnet sind, sind die Verhältnisse infolge des Flügelabwindes unübersichtlich. Diese Einflüsse sind insgesamt sehr schwierig zu modellieren; für die meisten Flugzeuge liegen keine genauen Kenntnisse über die gegenseitigen Kopplungen zwischen Triebwerksschub und Aerodynamik vor.

3.5.5 Zusammenstellung der Beiwerte und Derivative

Die in Tabelle [3.1](#) zusammengestellten Derivative sind sämtlich von der Flugzeugkonfiguration (Flügelgeometrie, Schwerpunktlage usw.) und vom Flugzustand (Anstellwinkel, Machzahl usw.) abhängig. Für diese Abhängigkeiten und die relative Größe der Derivative können keine allgemeingültigen Angaben gemacht werden, selbst Vorzeichen können bei einigen wechseln. Kenntnisse darüber sind entweder mit flugmechanischen Schätzmethoden zu gewinnen, wie in Kap.[3.3](#) beschrieben oder die Derivative müssen aus Flugversuchsdaten mittels Identifikationsmethoden bestimmt werden, s. /[Hamel Ja 96](#)/, /[Mulder Br 87](#)/, /[Jategaonkar 06](#)/, /[Tischler](#)

Tabelle 3.1 Zusammenstellung der aerodynamischen Derivative

	M	α	$\dot{\alpha}$	q_A	η	κ	β	$\dot{\beta}$	p_A	r_A	ξ	ζ
X	C_{WM}	$C_{W\alpha}$	$(C_{W\dot{\alpha}})$	(C_{Wq})	$(C_{W\eta})$	$C_{W\kappa}$	$(C_{W\beta})$					
Z	C_{AM}	$C_{A\alpha}$	$(C_{A\dot{\alpha}})$	(C_{Aq})	$C_{A\eta}$	$C_{A\kappa}$						
M	C_{mM}	$C_{m\alpha}$	$C_{m\dot{\alpha}}$	C_{mq}	$C_{m\eta}$	C_{mk}						
Y		$(C_{Q\alpha})$					$C_{Q\beta}$	$(C_{Q\dot{\beta}})$	(C_{Qp})	(C_{Qr})	$(C_{Q\xi})$	$C_{Q\zeta}$
L							$C_{l\beta}$	$(C_{l\dot{\beta}})$	C_{lp}	C_{lr}	$C_{l\xi}$	$C_{l\zeta}$
N							$C_{n\beta}$	$(C_{n\dot{\beta}})$	C_{np}	C_{nr}	$C_{n\xi}$	$C_{n\zeta}$

Re 06, /*Klein Mo 06*/, Normalerweise vernachlässigbare Größen sind in Klammern gesetzt.

Die Tabelle ist so geordnet, daß zunächst die Größen der symmetrischen Bewegung aufgeführt sind (x - und z -Kräfte, Momente um die y -Achse) und danach die Größen der unsymmetrischen Bewegung (y -Kräfte, Momente um die x - und z -Achse). Die Koppelgrößen (z. B. $C_{W\beta}$ oder $C_{Q\alpha}$) sind außer bei starken Manövern mit großen Winkeln und starker Drehgeschwindigkeit vernachlässigbar. Hierfür gibt es auch nur wenige theoretische Ansätze und i. allg. keine zahlenmäßigen Angaben. Daraus wird deutlich, daß die aerodynamischen Wirkungen von symmetrischer (X , Z , M) und unsymmetrischer (Y , L , N) Bewegung näherungsweise entkoppelt sind. Allerdings sind die Koppeleinflüsse nur im quasistationären Flug vernachlässigbar, d. h. bei kleinen Abweichungen vom symmetrischen Geradeausflug. Bei stark dynamischen Flugmanövern (hoher Drehgeschwindigkeit) und im Bereich großen Anstellwinkels ist das nicht mehr der Fall. Die Bestimmung der dann wirksamen Koppelderivative ist allerdings sehr schwierig.

Darüber hinaus ist zu beachten, daß bei starker Anregung der unsymmetrischen Bewegung auch Fahrt und Anstellwinkel großen Änderungen unterworfen sind, so daß eine Kopplung unvermeidbar ist.

Zur besseren Übersicht über die in diesem Kapitel besprochenen Zusammenhänge sind die aerodynamischen Wirkungen in Bild 3.36 als Blockschaltbild dargestellt. Dieses kann allerdings nur pauschalen Charakter haben und soll lediglich helfen, die Kette von Ursachen und Wirkungen besser zu verstehen.

Der obere Bildteil stellt die in Kap. 3.2 behandelten stationären Zusammenhänge für einen ausgetrimmten Flugzustand dar. Die Vektoren von aerodynamischer Kraft \vec{R}_0^A und Moment \vec{Q}_0^A ergeben sich aus dem Produkt des Staudrucks \bar{q} mit den von Machzahl M und Anstellwinkel α abhängigen Beiwerten. Sie werden letztlich hervorgerufen durch die Relativgeschwindigkeit \vec{V}_A zwischen Flugzeug und Luft. Sie sind weiter abhängig von der Schwerpunktllage x_S , dem Höhenruder-Einstellwinkel i_H , der Klappenstellung κ und dem Interferenzeinfluß des Triebwerksschubes F .

Im mittleren Bildteil ist der quasistationäre Ansatz der Abweichung vom ausgetrimmten Flugzustand aus Kap. 3.3 und 3.4 dargestellt. Ursache für die Zusatzkräfte $\delta \vec{R}^A$ und die Zusatzmomente $\delta \vec{Q}^A$ sind die Relativgrößen \vec{V}_A und $\vec{\Omega}_A$, die den Einfluß von Wind, Böen und der Rückwirkung der Flugzeugbewegung enthalten. Ihre Wirkung wird beschrieben durch das Produkt des Staudrucks mit den Derivativen. Letztere sind außerdem mit Hilfe der Stellgrößen ξ , η , ζ , i_H und κ modifizierbar.

Der untere Bildteil deutet schließlich die schwierig zu beschreibenden Einflüsse instationärer Aerodynamik und Aeroelastik an, auf deren Beschreibung hier verzichtet werden muß.

3.6 Der Prozeß Luftstrahltriebwerk

Die wichtigsten und gebräuchlichsten Flugantriebe sind Gasturbinen, weil sie eine extrem große Leistungsdichte (Schub/Gewicht, Schub/Bauraum) bieten. Je nach Einsatzbereich werden sie in verschiedenen Bauformen und Leistungsklassen

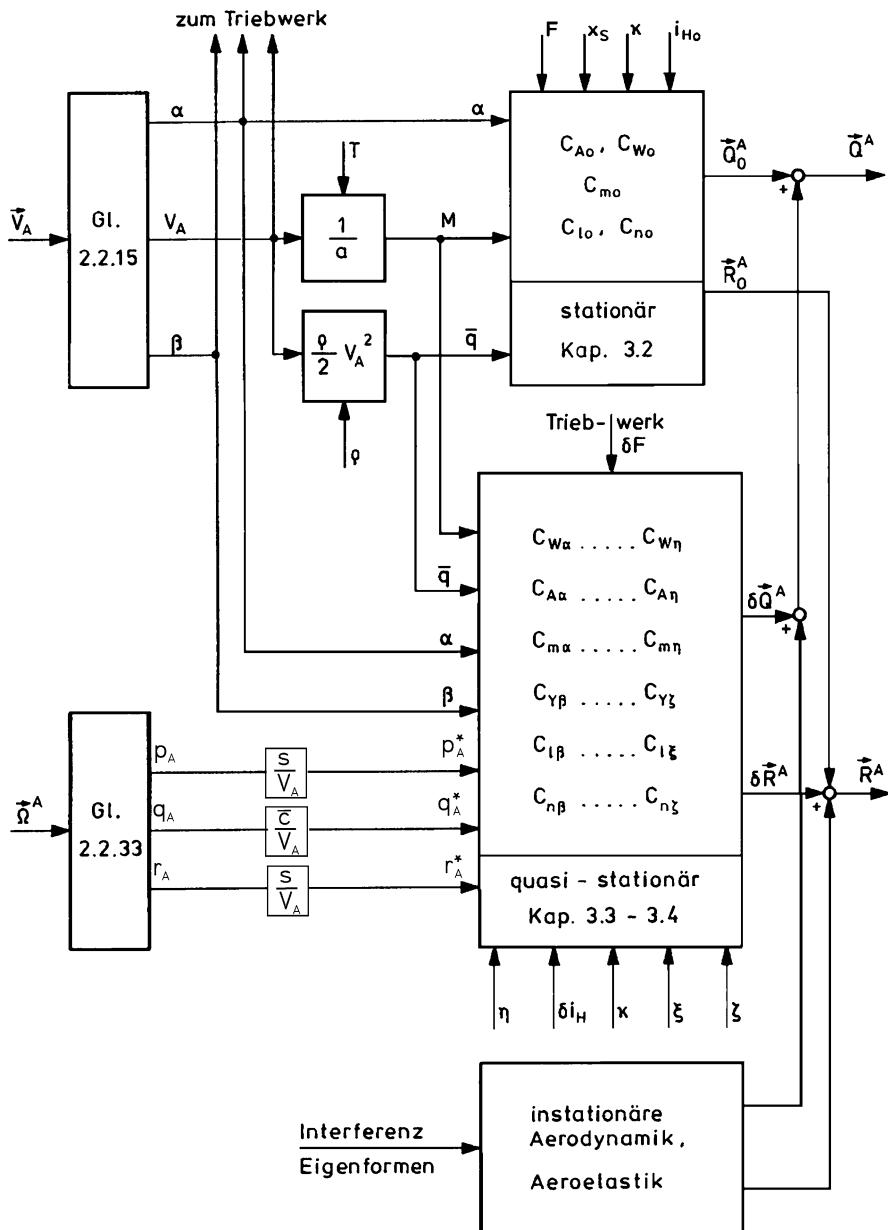


Bild 3.36 Blockschaltbild der aerodynamischen Wirkungen

hergestellt. Gasturbinen sind Verbrennungskraftmaschinen, die kontinuierlich von einem Gas durchströmt werden, das hoch erhitzt wird und eine Turbine antreibt. Das zu Grunde liegende Wirkungsprinzip beruht auf dem thermodynamischen Kreisprozeß, dem Joule-Prozeß. Zum Antrieb von Luftfahrzeugen werden Gasturbinen je nach benötigter Antriebsleistung sowie der gegebenen Installationsanforderungen in unterschiedlichen Bauformen ausgeführt. Am häufigsten sind Turbinenluftstrahltriebwerke, die in Ein- oder Zweistromausführung (TL bzw. ZTL), Ein-, Zwei- oder Dreowellbauart sowie mit oder ohne eine sich anschließende Nachverbrennung (NV) zur Schubsteigerung gebaut werden, s. [/Cumpsty 04/](#), [/Bräunling 09/](#), [/Uralaub 91/](#). Bild 3.37 zeigt im Höhen-Machzahldiagramm welche Antriebe für welchen Einsatzbereich in Frage kommen.

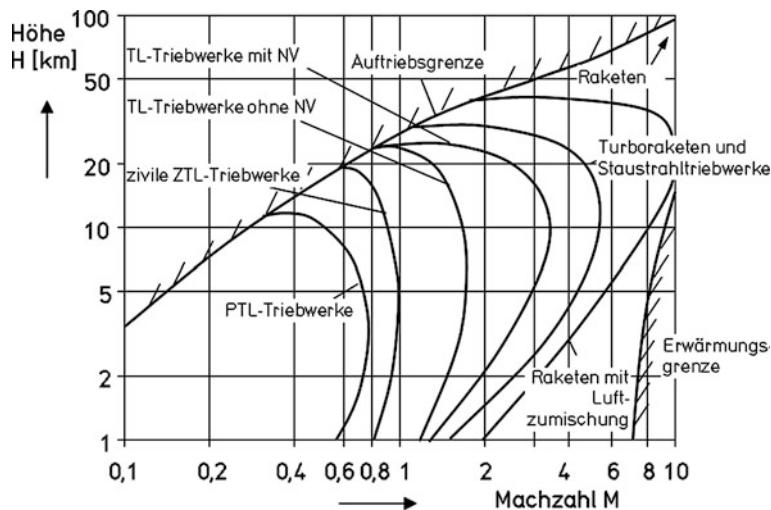


Bild 3.37 Einsatzbereiche von Flugantrieben

Die vier wesentlichen Bauformen von Luftstrahltriebwerken sind Turbinenluftstrahltriebwerke (TL), auch Turboluftstrahltriebwerke genannt, TL ohne und mit Nachbrenner, Propeller-Turbinenluftstrahltriebwerk (PTL) und Zweistrom-Turbinenluftstrahltriebwerke (ZTL), vgl. Bild 3.38. Ihnen gemein ist der Gasgenerator, der aus einer Kombination von Verdichter, Brennkammer und Turbine besteht. In ihm wird der thermodynamische Kreisprozeß realisiert, dessen Nutzarbeit in Schub umgewandelt wird. Der Gasgenerator wird auch als „Kerntriebwerk“ bezeichnet, da um diesen Kern herum die eigentliche Triebwerkskonfiguration festgelegt wird. Das einfachste Triebwerksbauform ist das Turboluftstrahltriebwerk, das die Basis für die ersten Strahltriebe war, s. Bild 3.38a. Es besteht aus einem Gasgenerator mit vorgesetztem Einlauf und nachgelagerter Düse. Der Einlauf ist als Diffusor ausgestaltet und hat die Aufgabe, die hohe Strömungsgeschwindigkeit der eintretenden Luft möglichst verlustfrei auf ein verträgliches Geschwindigkeitsniveau für den Verdichter zu verzögern. Dabei ist besonders auf eine homogene Verteilung der

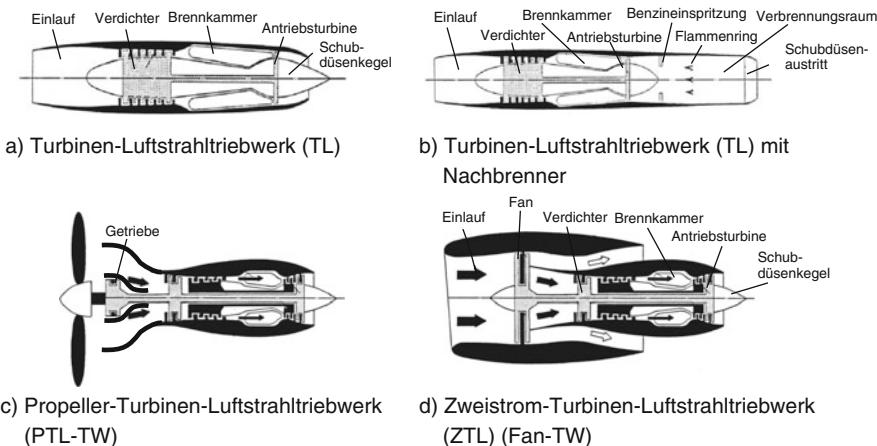


Bild 3.38 Bauformen von Triebwerken
a) Turbinen-Luftstrahltriebwerk (TL),
b) Turbinen-Luftstrahltriebwerk (TL) mit Nachbrenner,
c) Propeller-Turbinen-Luftstrahltriebwerk (PTL-TW),
d) Zweistrom-Turbinen-Luftstrahltriebwerk (ZTL) (Fan-TW)

Strömung unter allen Betriebsbedingungen (Anstell- und Schiebewinkel, Machzahl, Drehzahl, Turbulenz) zu achten. Nach Austritt aus der Turbine wird das nunmehr vorliegende Luft-Brenngasgemisch innerhalb der Düse stark beschleunigt. Somit wird der Schub durch eine sehr große Strahlaustrittsgeschwindigkeit bei Einsatz eines vergleichsweise geringen Massenstroms erzeugt.

Aufgrund der daraus resultierenden Nachteile in Wirkungsgrad und Lärmentwicklung werden heute nahezu ausschließlich Triebwerke entwickelt, die dem Gasgenerator eine Niederdruckturbine nachlagern, s. Bilder 3.38d und 3.39. Diese führt die im Gasgenerator erzeugte Überschussleistung entweder einem Niederdruckverdichter im Sekundärkanal (Fan- oder Zweistromtriebwerk), einem Propeller (Propeller-Turboluftstrahltriebwerk, PTL, vgl. Bild 3.38c) oder einem Hubschrauberrotor zu. Sowohl Propeller wie auch Hubschrauberrotoren benötigen ein zwischengeschaltetes Getriebe, da die Drehzahl der Niederdruckturbine aus Effizienzgründen so hoch wie möglich gewählt werden sollte, während Propeller und Rotor wegen der Begrenzung der Blattspitzengeschwindigkeiten stark in der Drehzahl begrenzt sind. Heute werden auch moderne Fantriebwerke entwickelt, die Zwischengetriebe besitzen, um die Drehzahl von Fan und Niederdruckturbine zu entkoppeln (Beispiel *Geared Turbofan*).

In der zivilen Luftfahrt haben sich Zweistrom-Turboluftstrahltriebwerke (ZTL) weitgehend durchgesetzt, da sie im hohen Unterschall-Flugbereich die größte Effizienz bei kleinstem Bauraum und guten Integrationsmöglichkeiten bieten. Ihre hohe Effizienz bei der Schuberzeugung beruht darauf, daß ein sehr großer Massenstrom mit relativ niedriger Strahlaustrittsgeschwindigkeit genutzt wird. Der in das Triebwerk eintretende Luftmassenstrom wird nach einer geringen Verdichtung im Fan in einen Kernstrom (primär) und einen Mantelstrom (sekundär, auch Bypass,

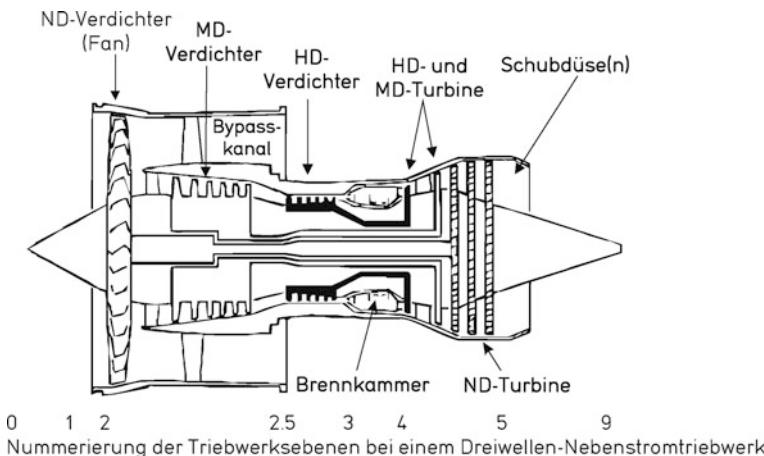


Bild 3.39 Aufbau eines dreowelligen Zweistromtriebwerks mit getrennten Schubdüsen (ND = Niederdruck, MD = Mitteldruck, HD = Hochdruck) nach [/Bräunling 09/](#). Die Nummern der Triebwerksebenen nach [/SAE AS755 04/](#) werden z. B. zur Bezeichnung von Meßgrößen verwendet, die in die Triebwerksregelung eingehen

Kaltluft- oder Nebenstrom) aufgeteilt. ZTL-Triebwerke werden deshalb auch Mantelstrom- oder Fantriebwerk genannt. Der Kernstrom hält den Verbrennungsprozeß aufrecht. Er durchströmt den Gasgenerator, wobei ein Hochdruckverdichter die Luft stark verdichtet, die Brennkammer durch Treibstoffzufuhr die Temperatur bei hohem Druck stark erhöht und die Hochdruckturbine der Strömung gerade so viel Leistung entzieht, wie der Hochdruckverdichter benötigt. Es verbleibt eine hohe Restenergie in der Strömung. Die nachgelagerte Niederdruckturbine (NDT) nutzt diese Energie, um sie dem großen Fan zuzuführen. Dabei herrscht sowohl auf der Hoch- wie auch auf der Niederdruckwelle ein Leistungsgleichgewicht. Da die NDT die Leistung aus einem vergleichsweise kleinen Massenstrom zieht, der Fan mit dieser Leistung aber einen sehr großen Massenstrom beschleunigt, unterscheiden sich die Druckverhältnisse in beiden Komponenten deutlich.

Das Verhältnis des Luftdurchsatzes im Mantelstrom zum Kernmassenstrom wird als Bypass-Verhältnis μ bezeichnet. Dieses Verhältnis stellt einen der entscheidenden Parameter bei der Beurteilung der Kraftstoffeffizienz von Luftfahrtantrieben dar. Eine Vergrößerung des Mantelstroms führt bei gegebenem Schub zur Absenkung der Strahlaustrittsgeschwindigkeit aus der Düse. Diese Absenkung verbessert den Vortriebswirkungsgrad deutlich. Bild 3.40 zeigt wie der spezifische Brennstoffverbrauch (*specific fuel consumption, SFC*) B_s , das ist der auf den erzeugten Schub bezogene Treibstofffluß, deutlich mit μ – bei konstanter Machzahl – abnimmt. Bei zivilen TL- und ZTL-Triebwerken ist das Bypass-Verhältnis ständig vergrößert worden, um den spezifischen Kraftstoffverbrauch zu senken. Typische Bypass-Verhältnisse liegen heute zwischen Werten von 6 und 10. Weitere Steigerungen sind allerdings bei herkömmlichen Konfigurationen wegen des großen

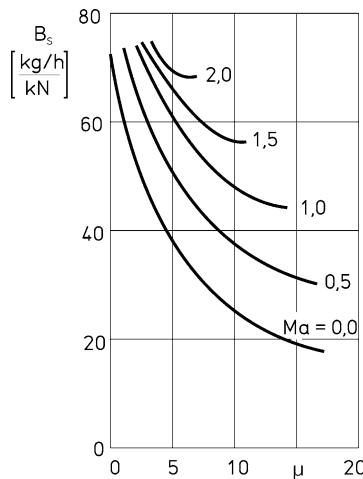


Bild 3.40 Einfluß des Bypass-Verhältnisses μ auf den spezifischen Brennstoffverbrauch B_s eines Turbofantriebwerks

Fan-Durchmessers und des damit verbundenen stark ansteigenden Widerstands nicht mehr sinnvoll.

PTL bzw. Open Rotor-Konfigurationen (neuartige Triebwerke mit großen, gegenläufig und offen rotierenden Schaufelblättern) können sogar Bypass-Verhältnisse von 40:1 und mehr aufweisen und sind somit bei geringen Fluggeschwindigkeiten sehr effizient, allerdings fällt die Propellereffizienz im schnellen Unterschallflug stark ab.

Militärische Triebwerke weisen deutlich kleinere Bypass-Verhältnisse auf, da hier für eine hohe Agilität vor allem eine kleine Stirnfläche und ein hohes Schub/Gewichtsverhältnis benötigt wird, was durch hohe Strahlaustrittsgeschwindigkeiten gewährleistet werden kann. Der Mantelstrom wird dabei hauptsächlich zur Kühlung des eingesetzten Nachbrenners benötigt, so daß die Treibstoffeinsparung in den Hintergrund tritt.

3.6.1 Schuberzeugung

Der vom Triebwerk erzeugte Schub \vec{F} entspricht der Reaktionskraft der zur Beschleunigung einer Stützmasse aufgebrachten Aktionskraft und ergibt sich aus der Änderung des Gesamtimpulses \vec{I} des ein- und austretenden Gasstromes

$$\vec{F} = \frac{d\vec{I}}{dt} = \frac{d}{dt}(m\vec{V}) \quad (3.6.1)$$

mit $\vec{V} = -\vec{U}$. Vereinfachend lässt sich ein Triebwerk als eine Röhre darstellen, durch deren Eintrittsfläche S_{ein} Luft einströmt, welche nach Zuführung von Energie

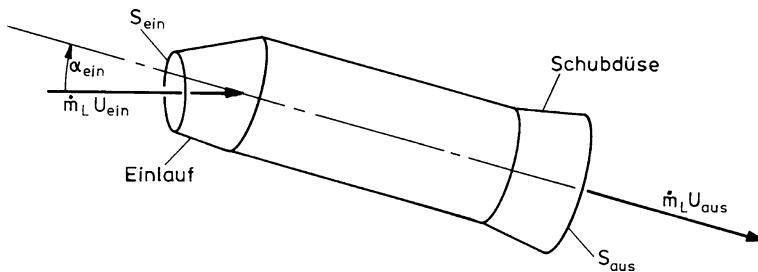


Bild 3.41 Vereinfachte Modellierung der Schuberzeugung

in Form von Treibstoff als Gas-Luft-Gemisch aus der Austrittsfläche S_{aus} ausströmt, wie in Bild 3.41 angedeutet. Im Reiseflug wird die zuströmende Luft von der Anströmgeschwindigkeit U_∞ auf die Eintrittsgeschwindigkeit U_{ein} verzögert. Vor dem Einlauf entsteht ein Aufstau, der den statischen Eintrittsdruck \bar{p}_{ein} gegenüber dem Umgebungsdruck \bar{p}_0 vergrößert. An der Austrittsebene herrscht wieder Umgebungsdruck \bar{p}_0 , wenn es sich um eine angepaßte Schubdüse handelt. Bei einer nicht an den Umgebungsdruck angepaßten Expansion kommt es hinter der Austrittsfläche zu einem verlustbehafteten Druckausgleich im Freistrahler.

Die zeitliche Änderung des Gesamtmpulses ist gleich der Differenz der Impulsänderungen an Austritts- und Eintrittsfläche plus der Impulsänderung im Inneren des Kontrollvolumens (KV)

$$\frac{d}{dt}(\vec{m}\vec{V}) = \dot{m}_{\text{aus}}\vec{V}_{\text{aus}} - \dot{m}_{\text{ein}}\vec{V}_{\text{ein}} + \frac{d}{dt}(m\vec{V})_{\text{KV}}. \quad (3.6.2)$$

Hierbei wird vereinfachend eine eindimensionale Strömung angenommen (\dot{m} und \vec{V} sind über der Fläche konstant), außerdem wird der Brennstoffmassenstrom \dot{m}_B , der etwa 1,5% vom Luftmassenstrom \dot{m}_L beträgt, gegenüber diesem vernachlässigt. Bei stationärer Strömung sind die instationären Prozesse im Triebwerk vernachlässigbar, so daß der dritte Term auf der rechten Seite von Gl.3.6.2 verschwindet. Auf Grund des Massenerhaltungssatzes gilt schließlich

$$\dot{m}_{\text{aus}} = \dot{m}_{\text{ein}} = \dot{m}_L. \quad (3.6.3)$$

Wird weiter angenommen, daß an der Eintritts- und Austrittsfläche jeweils der Umgebungsdruck \bar{p}_0 herrscht, so entfällt der Druckschubanteil über der Düseaustrittsfläche und es gilt

$$\vec{F} = \dot{m}_L(\vec{V}_{\text{aus}} - \vec{V}_{\text{ein}}) = \dot{m}_L \Delta \vec{V}. \quad (3.6.4)$$

Die Vektoren von Eintritts- und Austrittsgeschwindigkeit liegen nicht zwingend in der Triebwerkslängsachse. Der Vektor \vec{V}_{ein} liegt zwar im Schnellflug ungefähr in Gegenrichtung zur Fluggeschwindigkeit \vec{V}_A , ist aber vom örtlichen Anstellwinkel α_{ein} abhängig und damit von der Geometrie des Einlaufs und vom Einbauort des

Triebwerks. Beispielsweise kann \vec{V}_{ein} bei Hecktriebwerken vom Flügelabwind beeinflußt sein. Um die Verluste zu minimieren, werden Triebwerke so angeordnet, daß der Vektor \vec{V}_{ein} im Auslegungspunkt (z. B. Reiseflug) in der Rotationsachse des Triebwerks liegt. Wird der Austrittsstrahl nicht durch besondere Ausformung der Schubdüse oder durch Klappen ausgelenkt (Schubvektorsteuerung), so kann man in guter Näherung davon ausgehen, daß der Vektor \vec{V}_{aus} mit der Triebwerksachse zusammenfällt. Auch in diesem Fall kann aber der Schubvektor \vec{F} aus der Triebwerksachse ausgelenkt sein, wie Bild 3.42 zeigt.

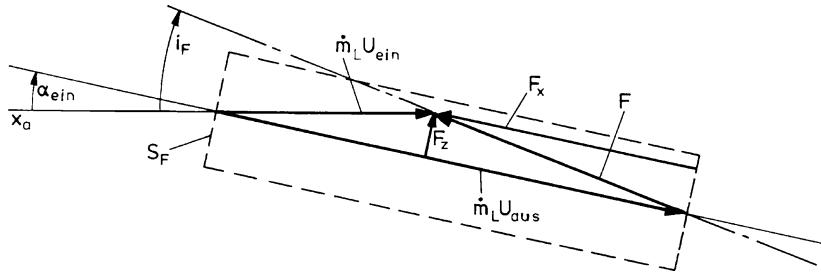


Bild 3.42 Zur Geometrie des Schubvektors

Es gilt dann für die Schubkomponenten tangential und normal zur Triebwerkslängsachse

$$F_x = \dot{m}_L V_{\text{aus}} - \dot{m}_L V_{\text{ein}} \cos \alpha_{\text{ein}} \approx \dot{m}_L (V_{\text{aus}} - V_{\text{ein}}) \quad (3.6.5)$$

$$F_z = -\dot{m}_L V_{\text{ein}} \sin \alpha_{\text{ein}} \approx -\dot{m}_L V_{\text{ein}} \alpha_{\text{ein}} . \quad (3.6.6)$$

Wird die Stirnfläche des Triebwerks mit S_F bezeichnet, so ergibt sich der Luftmassenstrom mit $V_{\text{ein}} \approx V_A$ zu

$$\dot{m}_L = \rho S_F V_A . \quad (3.6.7)$$

Damit lassen sich die Schubkomponenten schreiben

$$F_x = \rho S_F V_A (V_{\text{aus}} - V_A) = 2 \frac{\rho}{2} V_A^2 S_F \left(\frac{V_{\text{aus}}}{V_A} - 1 \right) \quad (3.6.8)$$

$$F_z = -2 \frac{\rho}{2} V_A^2 S_F \sin \alpha_{\text{ein}} . \quad (3.6.9)$$

Beide Anteile sind dem Staudruck und der Triebwerkseintrittsfläche proportional. Der Tangentialschub F_x wächst mit dem Geschwindigkeitsverhältnis V_{aus}/V_A , während der Normalschub F_z eine Funktion des Anstellwinkels ist und deshalb häufig dem aerodynamischen Auftrieb zugeschlagen wird. Gleichung 3.6.8 legt nahe, als dimensionslosen Beiwert für den Schub den Schubbelastungsgrad

$$C_F = \frac{F}{(\rho/2)V_A^2 S_F} \quad (3.6.10)$$

einzuführen, der ähnlich den aerodynamischen Beiwerten definiert ist. Da aber bei den meisten Triebwerken der Schub proportional dem statischen Umgebungsdruck \bar{p}_0 ist, wird stattdessen eine „reduzierte Schubdichte“ C_{Fp} , auch „statischer Schubbelastungsgrad“ genannt, definiert

$$C_{Fp} = \frac{F}{\bar{p}_0 S_F} = \frac{(\rho/2)V_A^2}{\bar{p}_0} C_F. \quad (3.6.11)$$

Diese ist proportional dem reduzierten Schub F/\bar{p}_0 , der bei der Triebwerksberechnung verwendet wird. Sie ist umgekehrt proportional dem statischen Druck \bar{p}_0 und damit proportional der Flughöhe.

Abhängigkeit der Triebwerksleistung von äußeren Einflußgrößen

Unter den äußeren Einflußgrößen sind die Umgebungsbedingungen (Druck, Dichte und Temperatur der Luft), die Flugbedingungen (Flughöhe und Machzahl) sowie die Eintrittsbedingungen der Luft ins Triebwerk (Anstell- und Schiebewinkel) zu verstehen. Diese Größen beschreiben den Zustand der einströmenden Luftmasse. Aus ihnen und aus der Triebwerksdrehzahl resultiert bei fester Triebwerksgeometrie der Schub. Die Einflußgrößen für Umgebungs- und Flugbedingungen, die die Leistung des Gesamttriebwerks bestimmen, lassen sich durch den Totaldruck und die Totaltemperatur unmittelbar vor dem ersten Verdichterotor (Fan beim ZTL- oder Hochdruckverdichter beim TL-Triebwerk) zusammenfassen.

Bei allen lufttumenden Triebwerken ändert sich die Leistung proportional zum Eintrittsdruck und umgekehrt proportional zur Eintrittstemperatur. Bild 3.43a zeigt ein Beispiel für die Abhängigkeit des Schubes von Flughöhe und Machzahl. Der Schubabfall bei zunehmender Fluggeschwindigkeit ist in niedrigen Höhen erheblich größer als die Abnahme des Schubes in größeren Höhen. Eine deutliche Steigerung des Schubs kann durch Einsatz eines Nachbrenners erreicht werden, vgl. Bild 3.43b.

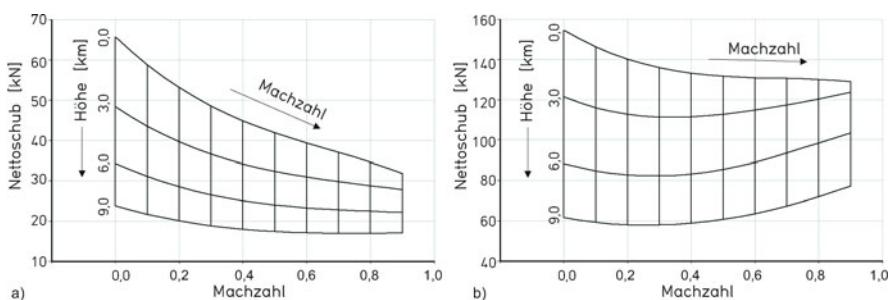


Bild 3.43 Nettoschub eines Zweiwellen-Triebwerks in Abhängigkeit von Machzahl und Höhe
a) Trockenschub, b) mit Nachbrenner

Das erreichbare Druckverhältnis innerhalb des Triebwerks hängt maßgeblich von der Drehzahl ab. Steigt der Eintrittsdruck stark an, z. B. beim beschleunigten Flug in niedrigen Höhen, so würde das Beibehalten eines konstanten Druckverhältnisses im Verdichtungssystem zu einem strukturell unverträglich hohen Druck in der Brennkammer führen, verbunden mit hohen Eintrittstemperaturen in die Brennkammer. Bei vorgegebener maximaler Turbineneintrittstemperatur wird so die zuführbare Wärmemenge kleiner. Als Konsequenz daraus sinkt die verfügbare Triebwerksleistung in diesen Bedingungen.

Statischer Schubbelastungsgrad

Die Abhängigkeit des Schubes von der Machzahl ist bei den verschiedenen Triebwerkstypen sehr unterschiedlich und ist mitbestimmend für deren Einsatzbereich. Sie wird am einfachsten durch den statischen Schubbelastungsgrad (reduzierte Schubdichte) C_{Fp} charakterisiert. Beim Propellertriebwerk mit konstanter Antriebsleistung P (Kolbenmotor) und etwa konstantem Propellerwirkungsgrad η ist C_{Fp} umgekehrt proportional zur Machzahl

$$C_{Fp} = \frac{\eta P}{\bar{p}_0 S_F V_A} = \frac{\eta P}{\bar{p}_0 S_F a} \frac{1}{M}. \quad (3.6.12)$$

Bei einem Zweikreis-Triebwerk und einem PTL-Triebwerk ist C_{Fp} ebenfalls proportional $1/M$. Für ein TL-Triebwerk gilt mit Gl. 3.6.11, daß der Schubbelastungsgrad umgekehrt proportional der Flughöhe, aber näherungsweise unabhängig von der Machzahl ist. Bei Staustrahltriebwerken nimmt der Schub mit dem Staudruck am Einlauf zu, so daß die reduzierte Schubdichte mit dem Quadrat der Machzahl wächst. Ähnlich verhalten sich auch TL- und ZTL-Triebwerke mit Nachbrenner bei höherer Machzahl. Die verschiedenen Triebwerkstypen lassen sich durch C_{Fp} grob klassifizieren. Wird generell gesetzt

$$C_{Fp} = k(M)^{n_F}, \quad (3.6.13)$$

so gilt näherungsweise (vgl. Bild 1.11)

- $n_F = -1$ Propellertriebwerk und Fantriebwerk,
- $n_F = 0$ TL-Triebwerk (Einkreis-Turboluftstrahltriebwerk),
- $n_F = +2$ Staustrahltriebwerk.

Betriebsgrenzen

Ein Triebwerk darf aus Sicherheitsgründen stationär und dynamisch nur innerhalb der zulässigen Betriebsgrenzen betrieben werden. Diese Grenzen werden durch die physikalischen Eigenschaften der einzelnen Komponenten bestimmt und können thermischer, mechanischer oder aerodynamischer Natur sein. Verantwortlich für die Einhaltung sämtlicher Limitierungen ist das Regelungssystem des Triebwerks, das

hierzu als wesentliche Stellgrößen den Treibstoffmassenstrom sowie Einrichtungen zur Verdichterstabilisierung kontrolliert bzw. einstellt. Die stationären Betriebsgrenzen eines Triebwerks sind qualitativ in Bild 3.44 dargestellt. Die kritischen Parameter sind: minimale Niederdruckwellendrehzahl N_1 bzw. minimale korrigierte Niederdruckwellendrehzahl $N_{1,\text{corr}}$, Brennkammereintrittstemperatur T_3 , Brennkammereintrittsdruck P_3 , Eintrittstemperatur der Hochdrukturbine T_4 .

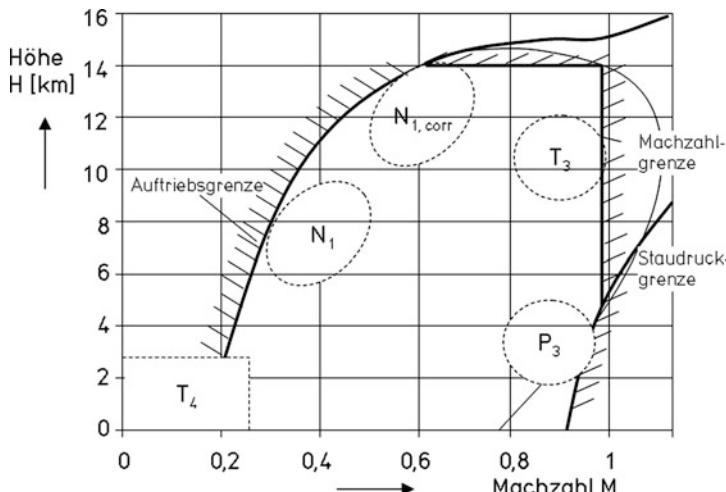


Bild 3.44 Prinzipielle stationäre Betriebsgrenzen eines Turbinenluftstrahltriebwerks

Die untere Betriebsgrenze im Leerlauf wird dadurch festgelegt, daß bestimmte Minimalanforderungen zu erfüllen sind. Bei gegebenen Flugbedingungen sind das: die Stabilität des thermodynamischen Kreisprozesses, die Leistungsentnahme vom Triebwerk für die elektrische, hydraulische, pneumatische Energieversorgung des Flugzeugs, Flug durch Schlechtwettergebiete (Leistungsentnahme für Enteisung oder Anheben der Drehzahl damit die Flamme nicht erlischt, wenn viel Wasser in das Kerntriebwerk eintritt) und die Forderung nach Durchstartfähigkeit. Obere Betriebsgrenzen ergeben sich hauptsächlich aus den maximal zulässigen Wellendrehzahlen und den damit verbundenen strukturellen Belastungen durch Fliehkräfte sowie den maximalen Drücken und Temperaturen innerhalb des Triebwerks. Bei der Beurteilung sicherer Betriebsgrenzen dürfen nicht nur stationäre Zustände betrachtet werden, sondern auch u. U. sehr schnell erforderliche Lastpunktwechsel. Welche Triebwerkskomponente hierbei limitierend wirkt, hängt von der Richtung des Wechsels ab:

1. Beim Anlassen des Triebwerks sowie beim Wiederzünden im Flug muß sichergestellt werden, daß weder die Turbine überhitzt noch daß der Hochdruckverdichter zu stark angedrosselt wird. Dieses würde die Lebensdauer verringern, ggf. auch zu Materialschädigungen bis hin zum Schaufelbruch führen.

2. Bei der Beschleunigung stellt der Hochdruckverdichter die kritischste Komponente dar. Durch Einspritzen des Brennstoffs steigen Temperatur und Druck in der Brennkammer stark an, so daß das Druckverhältnis über den Verdichter zunimmt. Man sagt auch, der Verdichter wird von hinten thermisch „angedrosselt“. Da die Drehzahl des Rotors wegen seiner Massenträgheit nicht beliebig schnell zunehmen kann, kann der Verdichter durch diese Androsselung die Stabilitätsgrenze erreichen. Es kommt zum sogenannten Pumpen, wobei die Strömung im Verdichter abreißt und sich die Strömungsrichtung umkehrt. Ohne aktives Eingreifen wiederholt sich der Pumpvorgang zyklisch, was zu sehr großen strukturellen Lasten führt. Der Kreisprozeß kann sich nicht stabil aufbauen. Maßnahmen sind neben einer sofortigen Reduzierung des Treibstoffmassenstroms das schnelle Öffnen von Abblasventilen und das Ändern der Winkelstellung bei variablen Leitschaufeln zur Entlastung des Verdichters.
3. Bei der Verzögerung des Triebwerks muß sichergestellt werden, daß die Reduktion des Kraftstoffes so moderat erfolgt, daß die Flamme auf keinen Fall verlöscht. Außerdem steigt bei der Verzögerung der Druck vor dem Hochdruckverdichter drastisch an, da die Hochdruckwelle vergleichsweise agil ist und der Luftmassendurchsatz sehr schnell reduziert wird. Dadurch werden bei einem mehrwelligen Triebwerk der im Kerntriebwerk sitzende Nieder- oder Mitteldruckverdichter angedrosselt. Auch für diesen Fall ist der Einsatz von Abblasventilen hinter dem betroffenen Verdichter vorteilhaft.

Beim Beschleunigen und Verzögern spielt die kontrollierte Änderung des Treibstoff/Luft-Verhältnisses (*Fuel-Air-Ratio*) die entscheidende Rolle. Dadurch kann sichergestellt werden, daß die genannten Betriebsgrenzen in beiden Fällen nicht überschritten werden. Verantwortlich dafür ist das Triebwerks-Regelungssystem. Es stützt sich bei der Bestimmung der einzustellenden Größen auf die Sensorik des Triebwerks sowie die Eingaben vom Piloten. Da nicht alle erforderlichen Größen gemessen werden können, werden zur Synthese fehlender Größen physikalische Zusammenhänge zwischen einzelnen Meßgrößen genutzt. So wird z. B. der nicht meßbare Luftmassenstrom am Brennkammereintritt aus den Drehzahlen und den vorliegenden Drücken abgeschätzt und geht so in das Treibstoff-Luft-Verhältnis ein.

Wichtig ist die Beachtung von aktuellen Betriebsbedingungen und des Nutzungszustand des Triebwerks. Die ggf. daraus resultierende verschlechterte Komponentenleistung in Verbindung mit Veränderungen des dynamischen Verhaltens haben erheblichen Einfluß auf die Möglichkeit zur Einhaltung aller Betriebsgrenzen. Für einen sicheren Betrieb sowie das Erreichen der geforderten Lebensdauer müssen diese Effekte bereits in der Auslegungsphase der Komponenten sowie der Regelalgorithmen berücksichtigt werden. Dieses gilt vor allem für den Verdichter, dessen Stabilität maßgeblich von Verschleiß, Verschmutzung und Betriebszustand abhängt, wie z. B. Vergrößerung der Spalte zwischen Rotoren und Gehäusen, Eintrittsstörungen oder Heißgaseintritt beim Einsatz der Schubumkehr.

3.6.2 Modellierung des dynamischen Triebwerksverhaltens

Die Simulation des dynamischen Triebwerksverhaltens basiert auf einer Leistungsbilanz zwischen der von der Turbine abgegebenen und der vom Verdichter aufgenommenen Leistung. Ist diese positiv, wird die Drehzahl des Rotors zunehmen, ist sie negativ, wird das Triebwerk verzögert. Bei der Modellierung müssen die folgenden physikalischen Effekte parallel berücksichtigt werden, vgl. [/Walsh Fl 04/](#):

– Thermische Energiespeicherung in Festkörpern

Bei der Änderung des Betriebszustandes des Triebwerks ändern sich die Gastemperaturen. Hierdurch wird auch der Wärmegehalt der Bauteile verändert. Die Zeitkonstanten für diese Wärmeübergänge liegen je nach Geometrie und Massen der beteiligten Bauteile im Bereich von Minuten. Durch die unterschiedlichen Wärmedehnungen von Rotor und Gehäuse während dieses Vorgangs ändern sich bei einer Transition die Spalte zwischen Schaufel spitzen und Gehäuse. Wenn das Turbinengehäus dünnewandig ist und sich bei Wärmezufuhr schneller ausdehnt als der Turbinenrotor, wird der Spalt größer. Daraus resultiert ein temporärer Abfall des Turbinenwirkungsgrades und eine erhebliche Reduktion des Abstandes zur Pumpgrenze im Verdichter. Im umgekehrten Fall oder wenn die Zentrifugalkräfte den Turbinenrotor beim Beschleunigen „strecken“ kann der Spalt auch kleiner werden, so daß es im ungünstigsten Fall zum Kontakt zwischen Schaufel spitzen und Gehäuse kommen kann.

– Mechanische Energiespeicherung in Festkörpern

Die mechanische Energiespeicherung betrifft primär die in den Rotoren aufgrund ihrer Trägheitsmomente gespeicherte kinetische Energie. Die elastische Verformung von Bauteilen fällt nicht ins Gewicht. Die Zeitkonstanten für die Rotorbeschleunigung liegen in der Größenordnung einiger Zehntelsekunden.

– Instationäre Gasdynamik

Unter der instationären Gasdynamik werden alle Phänomene zusammengefaßt, die die Zustandsänderung des Strömungsmediums beschreiben. Hierbei handelt es sich um die Speicherung von Masse, Energie und Impuls. Die Zeitkonstanten dieser Vorgänge liegen in der Größenordnung von Millisekunden.

– Chemische Reaktionen

Die kleinsten Zeitkonstanten treten bei den chemischen Reaktionen in der Brennkammer im Bereich von Mikrosekunden auf. Diese können selbst bei genaueren Triebwerksmodellen vernachlässigt werden.

– Dynamik des Regelungssystems

Triebwerksregler, über die Änderungen des Arbeitspunktes kommandiert werden und die das Einhalten der Betriebsgrenzen gewährleisten, haben elektronische, mechanische und hydromechanische Komponenten, deren Zustand sich nicht sprunghaft ändern kann. Während einer Transition auf einen neuen Arbeitspunkt ergeben sich deshalb Abweichungen von den kommandierten Werten. Die Zeitkonstanten dieser Vorgänge liegen im Bereich von Millisekunden.

Zur Simulation des dynamischen Triebwerksverhaltens werden im wesentlichen drei Methoden eingesetzt:

1. Auf vollständige Komponentenkennfelder aufgebaute, aero-thermodynamische Syntheseprogramme, deren Gleichungen um dynamische Terme erweitert sind. Sie sind sehr genau, sind aber auf Grund der iterativen Gleichungslösung sehr rechenzeitintensiv. Dieser Aufwand ist nur erforderlich für den Entwurf von Triebwerken, die Auslegung von Komponenten des Regelungssystems und der Regelgesetze des Triebwerkreglers.
2. Linearisierte Modelle in Zustandsraumdarstellung, deren Gültigkeit auf kleine Abweichungen vom Arbeitspunkt beschränkt ist. Durch Nachführen des Arbeitspunktes lassen sich sogenannte quasilineare Modelle gewinnen, die im gesamten Betriebsbereich verwendet werden können. Neben dem Zustandsraummodell können auch Transferfunktionen z. B. in Abhängigkeit der Änderung in Treibstoffmassenstrom und Drehzahl eingesetzt werden. Diese Modelle sind aufgrund ihrer Echtzeitfähigkeit für den Einsatz in Flugsimulatoren geeignet.
3. Auf die Rotordynamik reduzierte nichtlineare oder lineare Zustandsmodelle mit konzentrierten Parametern. Für die Modellierung von Triebwerken als Teil eines Flugregelungssystems sind sie im allgemeinen ausreichend.

3.6.3 Triebwerksregelung

Die Hauptregelgröße des Triebwerks ist der Schub. Da dieser im Flug nicht bestimmt werden kann, werden ersatzweise das Druckverhältnis über das gesamte Triebwerk (*engine pressure ratio*, EPR) oder die Wellendrehzahlen geregelt. Bei modernen Fan-Triebwerken mit hohem Bypass-Verhältnis wird meist die Fan-Drehzahl $N_L = N_1$ geregelt /Dahl 86/, /Sölder 90/.

Die primären Stellgrößen, die ein Triebwerksregler ansprechen kann, sind der Kraftstoffmassenstrom \dot{m}_B als Energiezufuhr sowie – beim Triebwerk mit Nachbrenner – die Schubdüsenverstellung. Als sekundäre Stellgrößen zur Gewährleistung eines sicheren Betriebes dienen die Verstellung der Verdichterleitschaufeln sowie die Öffnung von Ventilen zur Luftabblasung aus dem Verdichter, um einen Sicherheitsabstandes zur Stabilitätsgrenze aufrecht zu erhalten. Sämtliche Stellübertragungsfunktionen sind miteinander verkoppelt, deshalb muß ein Triebwerksregler als Mehrgrößenregler konzipiert werden.

Die Anforderungen für eine Triebwerkzulassung sind von der europäischen Luftfahrtbehörde (European Aviation Safety Agency, EASA) in den Vorschriften für die Triebwerkszulassung /CS-E 03/ und von der US-Luftfahrtbehörde FAA in /FAR Part 33/ festgelegt. Die wichtigsten Bestimmungen für den Betrieb finden sich in CS-E 745 *Engine Acceleration*. Sie besagen, daß bei einer Sollwertänderung von Leerlauf auf Vollast, die innerhalb einer Sekunde kommandiert wird, der Triebwerksprozeß nicht an seine Betriebsgrenzen stoßen darf. Darüber hinaus wird gefordert, daß kleine Drehzahländerungen innerhalb einer Sekunde möglich sein sollen, daß ein

Überschwingen auf zwei Prozent der Auslegungsdrehzahl begrenzt bleibt und daß der stationäre Regelfehler kleiner als 1% ist. Wichtig für das Durchstarten ist die Anforderung, daß ausgehend vom stationären Leerlauf (maximal 15% des Startschatzes) die Maximalleistung, d. h. 95% der Vollastdrehzahl innerhalb von fünf Sekunden erreicht werden.

Früher war es die Aufgabe des Piloten oder des Flugingenieurs dafür zu sorgen, daß die wichtigste Forderung beim Betrieb eines Triebwerks eingehalten wird, nämlich daß bei beliebigen Sprüngen der Solldrehzahl der sichere Betriebsbereich nicht verlassen werden darf. Zunehmend wurden sie durch den Triebwerksregler entlastet. Die Entwicklung von Triebwerksreglern ist in [/Bauerfeind 04/](#) beschrieben. Zunächst waren es mechanische Regelsysteme. Moderne Flugzeuge haben elektronische Triebwerksregler, die als *Full Authority Digital Engine Control* (FADEC) bezeichnet werden. Das FADEC-System arbeitet autark. Im elektronischen Regler werden alle Flugzeug- und Sensorsignale zur Einhaltung eines sicheren Betriebs verarbeitet, um letztendlich die primären und sekundären Stellgrößen zu kommandieren. Eine weitere Aufgabe des FADEC-Systems ist, die Piloten über den Betriebszustand des Triebwerks zu informieren. Immer wichtiger wird die Forderung nach Zustandsüberwachung, die in das FADEC-System integriert (z. B. EJ200) oder als separates System (z. B. Trent 900) ausgeführt werden kann. Sie dient der Vorher sage erforderlicher Wartungsintervalle sowie der Warnung vor einem potentiellen Ausfall einzelner Komponenten, wie z. B. Lager.

Der Regelkreis der Triebwerksregelung besteht aus der Regelstrecke „Trieb werk“, dem Triebwerksregler, der dafür sorgt, daß der gewünschte Schub eingestellt wird, ohne daß dabei die Betriebsgrenzen überschritten werden, dem Leistungshebel im Cockpit, dessen Stellkommandos die Führungsgrößen für den Triebwerksregler sind, sowie aus Anzeigegeräten im Cockpit, s. Blockschaltbild [3.45](#).

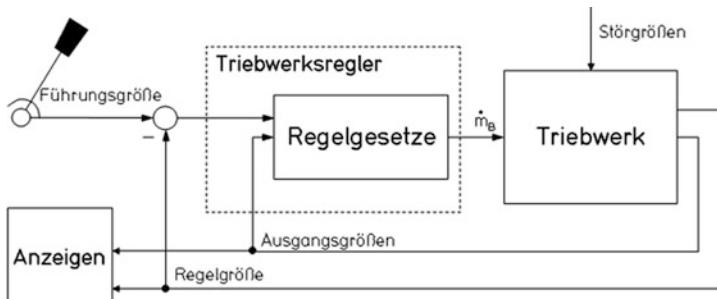


Bild 3.45 Schematische Darstellung der Triebwerksregelung im Blockschaltbild

Bei einem Turbinenluftstrahltriebwerk bestehen die Eingangsgrößen aus den Stellgrößen:

\dot{m}_B – Brennstoffmassenstrom in die Brennkammer und ggf. in den Nachbrenner,
 \dot{m}_{bl} – Blasluftmassenstrom (z.B. Senkrechtstarter),

A_8 – Schubdüsenfläche (Überschalltriebwerke, Triebwerke mit Nachbrenner)

und den Störgrößen:

- Luftentnahme (Zapfluft),
- Leistungsentnahme (z.B. elektrische Generatoren, Hydraulikpumpen),
- Alterung, inkl. Geometrieveränderungen.

Die Ausgangsgrößen sind wichtige Einflußparameter für die stationäre und transiente Triebwerksregelung und werden an unterschiedlichen Positionen im Triebwerk gemessen. Sie dienen der Einhaltung ausreichender Sicherheitsabstände gegenüber kritischen Betriebsgrenzen der einzelnen Komponenten. Neben den Wellendrehzahlen ist die Messung der Turbineneintrittstemperatur oder wegen der dort vorliegenden, sehr hohen Temperaturen ersatzweise einer weiter stromabwärts liegenden Gastemperatur erforderlich. Einige Größen können nicht direkt gemessen werden und müssen aus anderen Parametern synthetisiert werden. Dazu gehört z. B. der aktuelle Abstand zur Stabilitätsgrenze des Verdichters. Vor allem bei Beschleunigungen kann mit dem aktuellen Verdichterdruckverhältnis sowie der Wellenbeschleunigung die Schnelle einer Betriebspunktänderung als Funktion der reduzierten Drehzahl begrenzt werden. Somit wird der Hochdruckverdichter vor dem Pumpen geschützt. Die wichtigsten Ausgangsgrößen sind:

- | | |
|--------------------|---|
| N_1 | – Niederdruckwellendrehzahl, |
| $N_{1\text{corr}}$ | – korrigierte Niederdruckwellendrehzahl (bezogen auf $\sqrt{N_2}$ oder $\sqrt{N_2/T_{\text{Ref}}}$), |
| N_2 | – Mitteldruckwellendrehzahl (beim Dreowellentriebwerk), Hochdruckwellendrehzahl (beim Zweiwellentriebwerk), |
| N_3 | – Hochdruckwellendrehzahl (beim Dreowellentriebwerk), |
| T_3 | – Brennkammereintrittstemperatur, |
| P_3 | – Brennkammereintrittsdruck, |
| T_4 | – Eintrittstemperatur der Hochdruckturbine, |
| F_n | – Nettoschub, |
| T_7 | – Abgastemperatur (<i>exhaust gas temperature</i>) |

wobei die Zahl im Index die Größe der jeweiligen Triebwerksebene zuordnet, vgl. Bild 3.39. Je nach Steuerungskonzept werden unterschiedliche Größen als Führungsgrößen verwendet: N_1 , N_2 , \dot{m}_B , T_2 sowie Triebwerksdruckverhältnisse, beispielsweise Verhältnis von Turbinenaustrittsdruck zu Fan-Eintrittsdruck (*engine pressure ratio*, EPR). Triebwerke der Firmen Rolls Royce und Pratt and Whitney benutzen in der Regel EPR, während Triebwerke von General Electric und CFMI meist N_1 in % benutzen.

3.6.4 Das Triebwerk als Stellglied für die Flugzeugbewegung

Triebwerke haben ganz allgemein die Aufgabe, die Antriebsleistung zu liefern und durch Veränderung der Gesamtenergie des Flugzeugs dessen Bahngeschwindigkeit und Bahnneigungswinkel zu modifizieren. Während der Betrag des Schubs generell

über die zeitlich zugeführte Energiemenge, also über den Brennstoffmassenstrom und über die Schubdüsenfläche geregelt wird, gibt es viele Möglichkeiten zur Änderung der Richtung des Schubvektors. Die Varianten reichen von Klappensystemen zur Ablenkung des Abgasstrahls bis zum Schwenken des gesamten Triebwerks, vgl. Kap.10.1.2. Denkbar ist auch die Kombination von Triebwerken in verschiedenen Einbaurichtungen (z. B. Hubgebläse). Solche Lösungen wurden u. a. in senkrecht startenden Flugzeugen, wie z. B. Do 31, VJ 101, Harrier und Lockheed Martin F-35 Lightning II eingesetzt.

Hier soll allerdings nur der Normalfall betrachtet werden, daß die Triebwerke fest in Richtung der Flugzeuglängsachse eingebaut sind und keine Schubablenkung besitzen, d. h. daß der resultierende Schub etwa in x_f -Richtung wirkt. Das ist bei horizontal startenden Flugzeugen in den meisten Fällen gegeben, mit Ausnahme der zum Abbremsen bei der Landung eingesetzten Schubumkehr.

Die hier angenommene Triebwerksgeometrie wurde in Kap.2.5 eingeführt und in Bild 2.22 dargestellt. Die Gesamtwirkung des Triebwerksschubes auf den Kräfte- und Momentenhaushalt am Flugzeug ergibt sich primär aus dieser Geometrie und sekundär aus seinem Einfluß auf die Umströmung von Flügel und Leitwerk. Letzteres wird hier pauschal in der Kraft \vec{R}^{FA} und dem Moment \vec{Q}^{FA} zusammengefaßt und nicht näher spezifiziert. Ergänzt man diese Terme in Gl.2.5.4 bzw. 2.5.5 gilt in flugzeugfesten Koordinaten

$$\vec{F}_f = \begin{bmatrix} \cos i_F \\ 0 \\ -\sin i_F \end{bmatrix} F_{res} + \vec{R}_f^{FA} \quad (3.6.14)$$

und

$$\vec{Q}_f^F = \vec{r}_F \times \vec{F}_f + \vec{Q}_f^{FA} = \begin{bmatrix} -y_F \sin i_F \\ z_F \cos i_F \\ -y_F \cos i_F \end{bmatrix} F_{res} + \vec{Q}_f^{FA} \quad (3.6.15)$$

mit

$$F_{res} = F(\delta_F, \rho, M, T, \alpha, \beta). \quad (3.6.16)$$

Hierbei ist zu berücksichtigen, daß ein Schubmoment \vec{Q}^F , sofern es nicht absichtlich zur Flugzeugsteuerung erzeugt wird, stets durch ein aerodynamisches Moment \vec{Q}^A kompensiert werden muß. Fällt z. B. bei einem zweistrahlgigen Flugzeug während des Starts ein Triebwerk aus, erzeugt das verbleibende Triebwerk ein großes Schubmoment (Giermoment). Diesem muß unmittelbar mit einem Seitenruderausschlag entgegen gewirkt werden. Je niedriger die Fluggeschwindigkeit ist, desto größer ist der erforderliche Seitenruderausschlag. Unterhalb der *minimal control speed* V_{MC} kann das Seitenruder selbst bei Vollauschlag das Moment, das bei maximalem einseitigen Schub auftritt, nicht mehr ausgleichen. Diese Geschwindigkeit ist für die Zulassung eines Flugzeugs relevant, vgl. CS 25.149 in /EASA CS-25 03/.

Statt des Drosselgrads (Schubhebelstellung) δ_F wird ab [Kapitel 7](#) der relative Schub f als Steuergröße für die Schubkraft verwendet, d. h. der auf den Maximalschub aller Triebwerke im betrachteten Flugzustand F_{\max} bezogene Schub:

$$f = \frac{F_{\text{res}}}{F_{\max}} . \quad (3.6.17)$$

3.6.5 Einfaches Triebwerksmodell für flugdynamische Untersuchungen

Das dynamische Verhalten eines Strahltriebwerks, das für den Entwurf von Flugreglern wichtig ist, kann auf das Übertragungsverhalten zwischen dem Schubkommando und der Schubkraft F bzw. der Fan-Drehzahl N_1 oder der Drehzahl N_2 des Hochdruckverdichters reduziert werden. Es ist also nicht notwendig, den gesamten Triebwerksprozeß physikalisch korrekt zu modellieren, sondern es reicht ein an Meßwerte angepaßtes, heuristisches Modell aus, wie es im folgenden beschrieben wird.

Bild 3.46 zeigt das Übergangsverhalten nach einem sprungförmigen Schubkommando von verschiedenen, beispielhaften Triebwerken beim Beschleunigen von Leerlauf auf Maximalschub. Der Schub ist in % vom Maximalschub angegeben – abweichend von der sonst üblichen Angabe in N. Die Zeit zwischen der Vorgabe des gewünschten Schubes zum Zeitpunkt $t = 0$ und dem erstmaligen Erreichen des Sollwertes liegt bei den abgebildeten Triebwerken zwischen 6 und 7 s. Der Schub, der nach 8 s vorliegt, wird als Go-Around-Schub für Leistungsberechnungen benutzt, entsprechend CS 25.119 in [/EASA CS-25 03/](#).

Wenn der Triebwerksschub als Stellgröße des Regelungsprozesses zwischen Leerlauf und Vollschub verändert werden kann, muß das nichtlineare Übertragungsverhalten zwischen Schubkommando und Schub möglichst genau modelliert werden. In [/Schänzer Kr 78/](#) ist ein einfaches, mit geringem Programmieraufwand

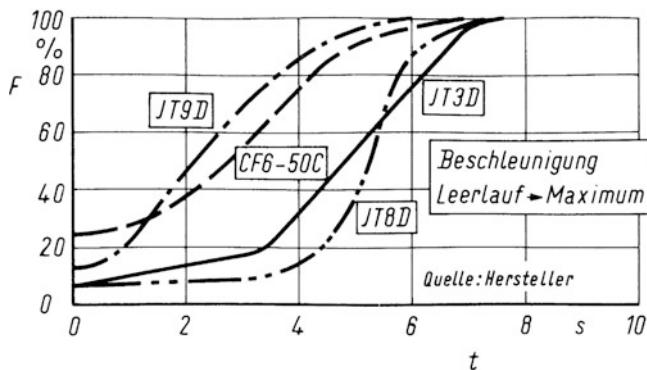


Bild 3.46 Übergangsverhalten verschiedener Strahltriebwerke (aus [/Schänzer Kr 78/](#))

realisierbares Simulationsmodell für Strahltriebwerke beschrieben worden, das im folgenden zusammengefaßt ist.

Das dynamische Verhalten läßt sich – in guter Näherung – für die untersuchten Mehrwellentriebwerke in der Phasenebene (F, \dot{F}) durch Geraden approximieren, vgl. Bild 3.47. Der gesuchte Schub kann durch einfache Integration von \dot{F} berechnet werden. Die vier Grenzen für die positive Schubänderung \dot{F} , die durch römisch I, II, III und IV gekennzeichnet sind, stehen für folgende, anschaulich deutbare Phasen:

- Anlaufbereich aus dem Leerlauf mit relativ kleiner Drehzahländerung $\dot{N}_{2,1}$,
- Übergangsbereich auf maximale Drehzahl $N_{2,max}$,
- Bereich konstanter Schubänderung \dot{F}_{max} mit fast linearer Abhängigkeit von Schub und Drehzahl,
- Übergangsbereich auf den stationären Endwert.

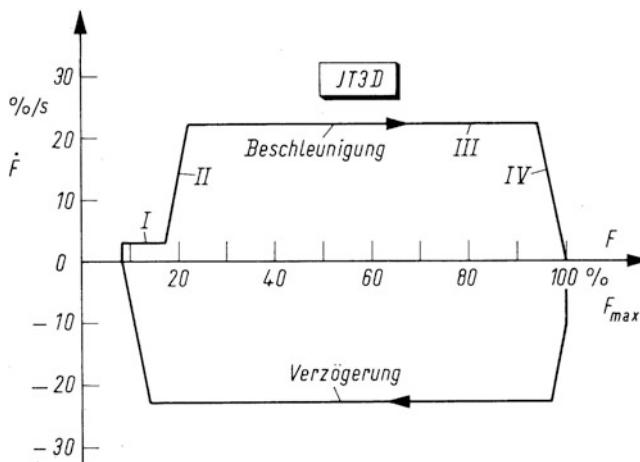


Bild 3.47 Phasendiagramm des Schubverlaufs eines Strahltriebwerks (aus /Schänzer Kr 78/)

In Bereich II und IV ist die Steigung (\dot{F}/F) der Phasenkurve konstant. Dieses entspricht dem Verhalten eines linearen Systems erster Ordnung mit der charakteristischen Zeitkonstante T_v (vgl. Bild 3.48), also:

$$\dot{F}(t) = \frac{1}{T_v} [F_{\text{soll}}(t) - F(t)] = \frac{1}{T_v} \Delta F(t), \quad (3.6.18)$$

wobei der Index v je nach Phase v=II oder v=IV sein kann. Die Steigung der Phasenkurve ergibt sich daraus zu:

$$\left[\frac{\dot{F}}{\Delta F(t)} \right]_v = \frac{1}{T_v} = \text{const.} \quad (3.6.19)$$

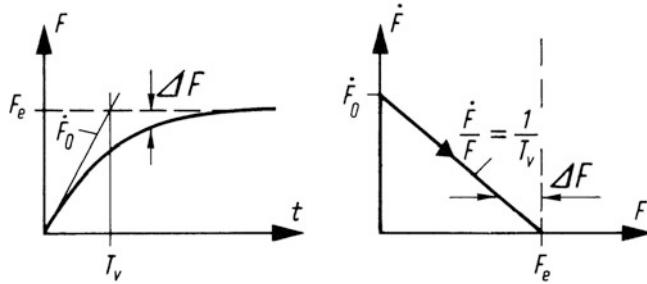


Bild 3.48 Sprungantwort und Phasendiagramm eines linearen Systems erster Ordnung mit der Zeitkonstante T_v (aus [Schänzer Kr 78](#))

Die charakteristischen Zeitkonstanten liegen in der Größenordnung von 0,25 bis 1,0 s, wobei anzumerken ist, daß diese Werte in Standversuchen am Boden unter Normatmosphärenbedingungen ermittelt worden sind. In größeren Flughöhen sind wegen der abnehmenden Luftdichte und demzufolge des geringeren Luftmassenstrom größerere Zeitkonstanten zu erwarten.

Bild 3.49 faßt die beschriebenen Zusammenhänge in einem Blockschaltbild zusammen. Nach Gl.3.6.18 wird aus der Differenz von Soll- und Istwert durch Division durch die Zeitkonstante T_v die Schubänderung \dot{F} berechnet.

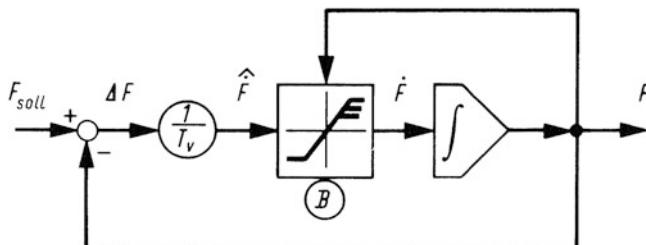


Bild 3.49 Blockschaltbild des einfachen Triebwerkmodells (aus [Schänzer Kr 78](#))

Liegt der durch F und \dot{F} definierte Punkt innerhalb der durch die Phasenkurve begrenzten Fläche (Fall a in Bild 3.50), handelt es sich um eine lineare Zustandsänderung. Liegt er außerhalb (Fall b), so wird für \dot{F} auf die maximal mögliche Schubänderung entsprechend dem Ordinatenwert der Phasenkurve begrenzt. Dieses wird durch den Begrenzer B realisiert, s. Bild 3.49. Die anschließende Integration liefert den gewünschten Schub. Dieses gilt in gleicher Weise beim Erhöhen wie auch beim Reduzieren des Schubes.

Die Schubsimulation kann in einfacher Weise um die Berechnung der Drehzahl N_2 des Hochdruckverdichters ergänzt werden. Dazu muß allerdings der nichtlineare Zusammenhang zwischen Schub F und N_2 tabellarisch oder als Funktion gegeben sein, vgl. Bild 3.51 oben links. Das Zeitverhalten von N_2 ist im unteren linken Teil des Bildes dargestellt. Wie man sieht, ist bei Leerlaufschub die Drehzahl $N_2 \approx 60\%$.

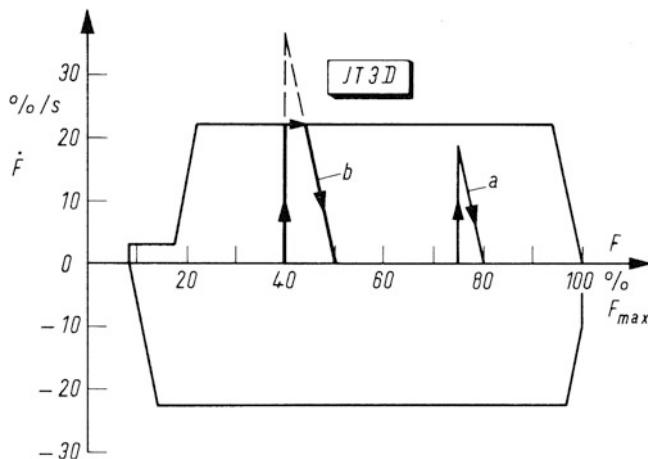


Bild 3.50 Beispiele für Schubkommandos im Phasendiagramm a) von 75 auf 80% quasilinear, b) 50 auf 50% mit Begrenzung (aus *Schänzer Kr 78*)

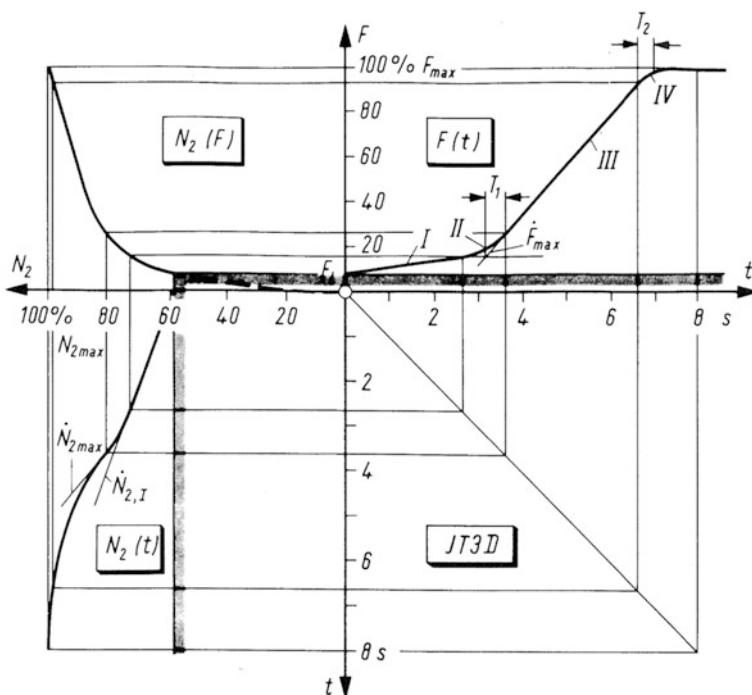


Bild 3.51 Übergangsverhalten des Schubes F (oben rechts), Zusammenhang zwischen Schub und Drehzahl N_2 (oben links) und daraus resultierendes Übergangsverhalten der Drehzahl (aus *Schänzer Kr 78*)

In gleicher Weise kann auch N_1 simuliert werden. Das drehzahlabhängige Verhalten des Schubes ist – im Bild oben rechts – deutlich zu erkennen. Schubänderungen sind auf einen drehzahlabhängigen Maximalwert begrenzt. Infolge dessen fährt das Triebwerk bis $F = 20\%$ langsam hoch und beschleunigt stärker bei höheren Drehzahlen. Dadurch verringert sich die Anlaufzeit bei höheren Drehzahlen. Das langsame Hochfahren des Schubes ist insbesondere beim Durchstarten unerwünscht. Als Gegenmaßnahme wird beispielsweise die Leerlaufdrehzahl – und damit der Leerlaufschub – erhöht.

Bild 3.52 zeigt das Verhalten eines Triebwerkes bei großen und kleinen Schubänderungen. Bild 3.53 zeigt wie gut simulierte und gemessene Schubverläufe übereinstimmen. Es kann also mit diesem einfachen Modell der Schub eines

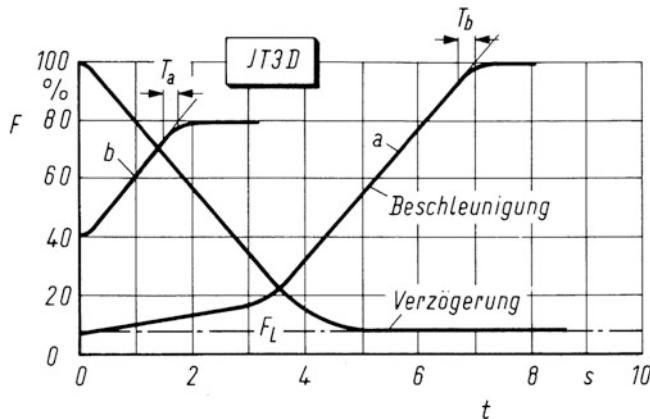


Bild 3.52 Sprungantworten eines Strahltriebwerks für a) große und b) kleine Schubänderungen (aus /Schänzer Kr 78/)

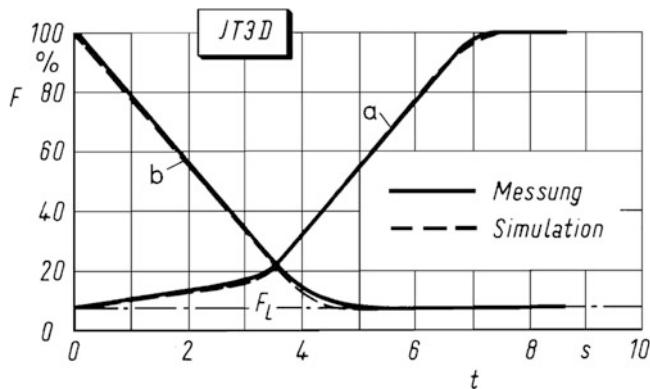


Bild 3.53 Vergleich von simulierten und gemessenen Sprungantworten a) Beschleunigung und b) Verzögerung (aus /Schänzer Kr 78/)

einzelnen Triebwerks berechnet werden und durch Summieren der Einzelschübe kann der resultierende Gesamtschub aller Triebwerke F_{res} bestimmt werden, der in [Kap.5.1.2](#) in den Bewegungsdifferentialgleichungen benötigt wird.

Literaturverzeichnis zu Kapitel 3

- Bauerfeind, K.: Steuerung und Regelung der Turboflugtriebwerke. Birkhäuser, Basel\Boston\ Berlin 1999.
- Bräunling, W.J.G.: Flugzeugtriebwerke. 3. Aufl., Springer, Berlin 2009.
- Bisplinghoff, R.L., Ashley, H., Halfman, R.L.: Aeroelasticity. Nachdruck der Ausgabe von 1955, Dover Publications, Mineola 1996.
- Blake, W.B.: Prediction of fighter aircraft dynamic derivatives using digital datcom. AIAA Paper AIAA-85-4070, presented at AIAA 3rd Applied Aerodynamics Conference, Colorado Springs, Colorado, October 14–16, 1985.
- Cumpsty, N.: Jet propulsion. Cambridge University Press, Cambridge 2003.
- Dahl, G.: Digital engine control units for a fighter engine and an auxiliary power unit, a comparison. ICAS-paper 86-2.8.2, London 1986.
- Dowell, E.H. (Editor) et al: A modern course in aeroelasticity, 4. Auflage, Kluwer Academic Publishers, Dordrecht 2004.
- Etkin, B.: Dynamics of atmospheric flight. Wiley, London 1972.
- Försching, H.W.: Grundlagen der Aeroelastik. Springer, Berlin 1974.
- Friehmelt, H.: Ein Beitrag zur Modellierung und Identifizierung eines schubvektorgesteuerten Flugzeugs. Dissertation TU Braunschweig, 1999.
- Hafer, X., Sachs, G.: Flugmechanik. Springer, Berlin 1980.
- Hamel, P.G., Jategaonkar, R.V.: The evolution of flight vehicle system identification. Journal of Aircraft, vol. 33, S. 9–28, 1996.
- Jategaonkar, R.V.: System identification: a time domain methodology. Progress in astronautics and aeronautics. AIAA, 2006.
- Kulikov G.G., Thompson H.A. (eds.): Dynamic modelling of gas turbines. Springer, London 2005.
- Lecomte, P.: Mechanique du Vol. Dunod, Paris 1962.
- Klein, V.K., Morelli, E.A.: Aircraft system identification: theory and practice. AIAA Education Series. AIAA, 2006.
- McCormick, B.: Aerodynamics, aeronautics and flight mechanics. Wiley, New York 1979.
- Mulder, J.A., Breeman, J.H.: Identification of dynamic systems. Applications to aircraft, Part 2: Nonlinear model analysis and manoeuvre design. AGARDograph 237 vol. 6, Paris 1987.
- Schänzer, G.: Einfluß von verkoppelten instationären Böenstörungen auf die Flugzeuglängsbewegung. Dissertation, TU Braunschweig, 1969.
- Schänzer, G., Krauspe, P.: Einfaches Triebwerksmodell zur Simulation nichtlinearer dynamischer Schubantworten. Z. Flugwissenschaften 2, S. 195–198, 1978.
- Schlichting, H., Truckenbrodt, E.: Aerodynamik des Flugzeugs, Band 2. Springer, Berlin 1960.
- Sölter, H.: Mehrgrößen-Regelungskonzept für ein Gasturbinentreibwerk. Dissertation, TU Braunschweig 1990.
- Tischler, M.B., Remple, R.K.: Aircraft and rotorcraft system identification. AIAA Education Series. AIAA, 2006.
- Truckenbrodt, E.: Aerodynamik. In: Ein Jahrhundert Flugzeuge. VDI-Verlag, Düsseldorf 1990.
- Urlaub, A.: Flugtriebwerke. Springer, Berlin 1991.
- Vukelich, S.R., Williams, J.E.: The USAF stability and control digital datcom. AFFDL-TR-79-3032, WP-AFB, Ohio, USA, 1979.
- Wagner, H.: Über die Entstehung des dynamischen Auftriebes von Tragflügeln. Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik, Band 5, Heft 1, Berlin 1925.
- Walsh P.P., Fletcher P.: Gas turbine performance. 2nd ed., Blackwell Science Ltd, London 2004.

- Wright, J.A., Cooper, J.E.: Introduction to aircraft aeroelasticity and loads. John, Chichester 2008.
- Certification specification for engines, CS-E. European Aviation Safety Agency (EASA), Brüssel 2003.
 - Certification specification for certification specifications for large aeroplanes, CS-25. European Aviation Safety Agency (EASA), Brüssel 2003.
 - Aircraft Propulsion System Performance Station Designation and Nomenclature, SAE Aerospace Standard AS755, Rev. D, 2004 .
 - The Jet Engine. Rolls-Royce plc., London 1996.

Kapitel 4

Wind und Turbulenz

Die Bewegungen der Atmosphäre sind die Hauptursache der Störung von Flugbahn und Fluglage. Eine wesentliche Aufgabe von Flugreglern ist es, diese Störungen zu kompensieren oder wenigstens ihre Wirkung abzumindern. Dazu gehört auch die sichere Führung von Flugzeugen in gefährlichen Windsituationen, z. B. in der Nähe von Gewittern. Wind- und Turbulenzmodelle sind daher eine wichtige Grundlage für die Auslegung von Flugreglern.

Eine vollständige Beschreibung der Luftbewegung und ihrer Wechselwirkung mit der Flugzeugbewegung ist hochkomplex. Eine geschlossene analytische Lösung ist wegen der Nichtlinearität der strömungsmechanischen Grundgleichungen nur eingeschränkt möglich. Allerdings erlauben numerische Methoden, wie die Grobstruktursimulation (*Large Eddy Simulation, LES*), turbulente Strömungen im Bereich der für die Flugzeugdynamik relevanten Wirbelgrößen gut zu beschreiben. Auf den Gebieten der Strömungsmechanik, der Meteorologie, der instationären Aerodynamik und schließlich den Spezialgebieten der Turbulenzmessung und -modellierung ist eine kaum überschaubare Fülle von empirischem Wissen zusammengetragen worden, z. B. [/Fortak 82/](#), [/Lorenz 85/](#), [/Panofsky Du 84/](#), [/Reynolds 90/](#), [/Stull 88/](#).

Ziel dieses Kapitels kann es nicht sein, die Grundlagen der Physik der Atmosphäre zu behandeln. Vielmehr soll ein Eindruck von der Komplexität dieses Störprozesses und von den Grenzen pragmatischer Wind- und Turbulenzmodelle vermittelt werden. Dazu werden einige Ansätze für vereinfachte „Ingenieur-Modelle“ vorgestellt, die sich bei der Abschätzung der Flugzeugreaktion und der Auslegung von Flugreglern bewährt haben. Schließlich wird ein analytisches Modell für die Kopplung von Luft- und Flugzeugbewegung eingeführt, das die Modelle von Aerodynamik und Triebwerk aus [Kapitel 3](#) ergänzt und mit diesen zusammen Grundlage des in [Kapitel 5](#) eingeführten Gleichungssystems ist.

Die Bewegung der Atmosphäre wäre bei beliebig genauer Kenntnis der Anfangs- und Randbedingungen im Prinzip deterministisch beschreibbar. Doch die Atmosphäre ist ein chaotisches System, welches bei nur geringer Abweichung in den Anfangs- und Randbedingungen nach einiger Zeit völlig unterschiedliche Trajektorien in seinem Zustandsraum realisieren kann. Die Bewegung erscheint für einen Beobachter bei „längerer“ Beobachtungszeit undeterminiert und in der für

chaotische Systeme charakteristischen Weise regellos. Die Beobachtungszeit skaliert dabei mit L/V , wobei L eine charakteristische Länge einer Strömungsstruktur und V deren charakteristische Geschwindigkeit ist. Da L/V z. B. bei Zyklonen in der Größenordnung von 10^5 bis 10^6 s liegt, für Grenzschichtphänomene aber 10 s oder weniger betragen kann, ist die skalierte Dauer eines Fluges (bei Annahme einer Flugzeit von 10^3 bis 10^4 s) bei der Beobachtung einer Zyklone klein und bei der Beobachtung turbulenter Phänomene in der Größenordnung der Flugzeugabmessungen groß gegen eins. Somit erscheinen weiträumige Windfelder eher als „determiniert“ und kleinskalige Strukturen eher als „stochastische Prozesse“.

Zur Vereinfachung der Modellvorstellung und der mathematischen Behandlung lässt sich das atmosphärische Strömungsfeld durch eine räumlich-zeitliche Filterung immer willkürlich in zwei Bereiche zerlegen, vgl. Bild 4.1, von denen der eine durch hohe und der andere durch niedrige Frequenzen (bzw. kleine oder große Wellenlängen) gekennzeichnet ist. Man bezeichnetet

- den langsam veränderlichen, großräumigen Anteil als Wind und
- den höherfrequenten, kleinräumigen Anteil als Turbulenz.

Letzterer ergibt sich aus der Differenz zwischen dem vollständigen Strömungsfeld und dem Windanteil. Dabei wird der Begriff der Turbulenz hier in einem

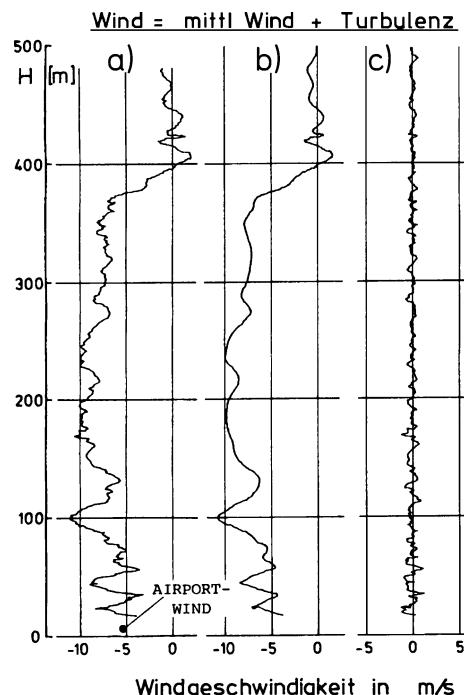


Bild 4.1 Beispiel für eine Windgeschwindigkeitsmessung in Abhängigkeit der Höhe
a) Meßsignal, b) Kurzzeitmittelwert, c) Turbulenz. (aus /Vörsmann Sw 80/)

eingeschränkten Sinne verwendet, denn turbulente Bewegung gibt es in der Atmosphäre in allen Skalenbereichen von den großräumigen Tiefdruckgebieten über Gewitterkonvektion bis hin zu kleinräumigen Wirbeln, z. B. im Nachlauf von Flügeln. Die physikalischen Vorgänge beinhalten also das gesamte Spektrum atmosphärischer Erscheinungen und die Unterscheidung von mittlerem Wind und Turbulenz ist das Ergebnis einer willkürlichen Skalentrennung.

Ein durch ein atmosphärisches Strömungsfeld hindurchfliegendes Flugzeug erfährt das örtlich verteilte (in Bild 4.1 von der Höhe abhängige) Windfeld als zeitlich veränderliche Luftgeschwindigkeit, s. z. B. [/Vörsmann 84/](#). Wird hierauf ebenfalls die Trennung in Wind und Turbulenz angewandt, so lässt sich die Luftbewegung am Ort des Flugzeugs als stochastischer Prozess mit zeitabhängigem Mittelwert beschreiben. Die um den mittleren Wind auftretenden Windgeschwindigkeiten bezeichnet man auch als Böen. Böen können entweder als ein diskretes Einzelereignis auftreten oder aber auch stochastisches Verhalten besitzen, vgl. [/AGARD CP140 73/](#).

4.1 Windmodelle

Da eine vollständige Beschreibung von Windfeldern nur näherungsweise möglich ist, werden stark vereinfachte Modelle für Wind und Turbulenz genutzt, um die Reaktion und die Belastung von Flugzeugen abzuschätzen. Das geschieht im Bereich des Flugzeugentwurfs und der Festigungsberechnung ebenso wie im Bereich der Flugmechanik und Flugführung. Im folgenden werden zunächst die Entstehung von Wind und Turbulenz und ihre verschiedenen Erscheinungsformen diskutiert. Es werden dann einfache mathematische Modelle eingeführt, die sich in der Flugtechnik bewährt haben und die sich sowohl für die Auslegung von Flugreglern eignen, als auch für die numerische Simulation der Flugzeugbewegung unter Windeinfluss. Zur Validierung der Modelle sind Messungen erforderlich, wie sie beispielsweise mit einem besonders ausgestatteten Linienflugzeug durchgeführt wurden, s. [/Krause Sw 81/](#).

4.1.1 Die Entstehung von Wind

Die Sonneneinstrahlung ist die Hauptursache für die Entstehung von Wind. Die Differenz der von der Erde absorbierten Strahlungsleistung der Sonne und der von ihr in den Weltraum zurückgestrahlten Leistung (Strahlungsbilanz) muß null sein, da sich die Erde sonst stetig erwärmen oder abkühlen würde. Diese Differenz ist aber im ganzjährigen Mittel negativ in den polaren Regionen und positiv in den äquatorialen Bereichen, sie weist einen ausgeprägten Tagesgang auf und kann infolge unterschiedlicher Eigenschaften der Landoberfläche auch lokal erheblichen Variationen unterliegen.

Die mit der räumlich variierenden Strahlungsbilanz verbundenen Unterschiede in der Nettoenergiezufuhr führen zu Gradienten im thermischen Energiefeld der

Atmosphäre. Diese werden durch atmosphärische Strömungen ausgeglichen mit der Tendenz, Energie aus Bereichen positiver Strahlungsbilanz in Regionen mit negativer Strahlungsbilanz zu transportieren. Dieser Ausgleich erfolgt aber meist nicht auf direktem Wege, sondern durch eine Vielzahl von Zirkulationsmustern ganz verschiedener Größenordnungen. Deren Ausprägung wird u. a. durch die Erdrotation (vor allem bei großräumigen Strukturen), durch Phasenübergänge des in der Atmosphäre vorhandenen Wassers und durch die Erdoberfläche beeinflußt.

Globaler Wind

In einer Atmosphäre auf einer ruhenden Erde mit homogener Oberfläche und einem vom Längengrad unabhängigen Energiezufuhr würde die Luft im Bereich des Äquators aufsteigen, in der Höhe weit nach Norden bzw. Süden geführt, dort wieder absinken und in Bodennähe zum Äquator zurückfließen. Betrachtet man jedoch eine Momentaufnahme der globalen atmosphärischen Strömungen, so erscheinen diese weitgehend regellos. Eine mehrjährige Mittelung entlang der Breitenkreise zeigt jedoch, daß im Mittel drei geschlossene Zirkulationssysteme mit horizontaler Achse in einer vertikalen Nord-Süd-Ebene existieren, vgl. Bild 4.2.

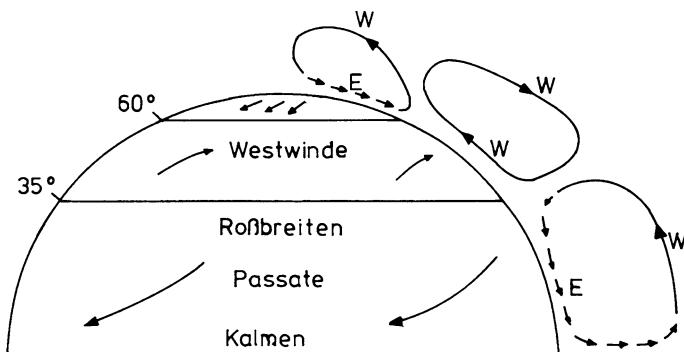


Bild 4.2 Schematische Darstellung des globalen Windsystems (nach [/Eliassen Pe 77/](#))

Diese Zellen sind aber nicht allein das Resultat eines direkten thermischen Antriebs. Die äquatornahen Zellen werden zwar durch die Energiezufuhr in niederen Breiten angetrieben. Doch bewirkt die Corioliskraft, daß die vom Äquator zu den Polen gerichtete Höhenströmung zonalisiert wird und im Bereich der großen subtropischen Wüsten absinkt, um in Form der Passate in niedriger Höhe zum Äquator zurückzufließen. Die Passate besitzen eine ausgeprägte Ost-West-Komponente. Der weitere vom Äquator weggerichtete Energietransport findet in den Störungen der mittleren Breiten statt, die als Tiefdruckgebiete (Zyklen) mit Kalt- und Warmfronten in Erscheinung treten. Die Winde der mittleren Breiten sind im Mittel durch eine starke West-Ost-komponente gekennzeichnet, die in Höhen von 8–10 km in

Form der Strahlströme zu markanten Windmaxima mit Windgeschwindigkeiten bis zu 100 m/s führen kann.

Der Wind weht in der freien Atmosphäre (d. h. oberhalb 100–1 000 m, je nach Oberflächenbeschaffenheit und thermischer Schichtung in Bodennähe) als sogenannter geostrophischer Wind nahezu parallel zu den Isobaren und umkreist ein Hoch im Uhrzeigersinn und ein Tief entgegengesetzt (auf der Südhalbkugel umgekehrt). Unter dem Einfluß der Reibung verringert sich in Bodennähe die Geschwindigkeit und damit die Corioliskraft und der Wind erhält eine Komponente vom hohen zum tiefen Druck. Die Richtungsabweichung des Bodenwindes vom geostrophischen Wind kann je nach Schichtung und Bodenbeschaffenheit im stationären Fall bis zu 45° betragen. Typische Verläufe der Windgeschwindigkeit mit der Höhe zeigt Bild 4.3. Im Einzelfall kann das Windprofil aber deutlich davon abweichen und es können erheblich größere Windscherungen auftreten, s. [/Woodfield Wo 83/](#). Ein Beispiel dafür bieten die sogenannten Grenzschichtstrahlströme (*low level jets*), die – obgleich sie meist am Boden nicht beobachtet werden – oberhalb der nächtlichen Grenzschicht (in 50 bis einigen 100 m Höhe) zu beträchtlichen, flugsicherheitsrelevanten Windscherungen führen können, [/Schänzer 83/](#), [/ICAO Circular 87/](#) und [/ICAO Manual 05/](#).

Auch im lokalen Bereich trifft man in der Atmosphäre eine Vielzahl von Zirkulationsformen an, die unter dem Begriff mesoskalige Phänomene zusammengefaßt werden. Diese umfassen Strömungen, die durch die Orographie (Oberflächenformen), und durch räumliche Variation der thermischen und mechanischen Oberflächeneigenschaften bedingt sind. Dazu gehören auch konvektive Ereignisse bis hin zu den die Flugsicherheit gefährdenden Gewitterzellen und Fallwinde (*downbursts*), die schon erwähnten *Low Level Jets* und vieles andere mehr, [/Krauspe Sw 81/](#).

Windscherung

Als Windscherung bezeichnet man die Ableitung der drei Komponenten des mittleren Windvektors nach den drei Ortskoordinaten (vgl Kap.2.3.3), diese ist allgemein ein Tensor zweiter Stufe, vgl. [GI.2.3.14](#). Im Flugbetrieb wird dieser Begriff häufig in einem eingeschränkten Sinne gebraucht: Er bezeichnet entweder den Betrag der vertikalen Änderung des Horizontalwindes (u_{Wz} und v_{Wz}) oder den Betrag der horizontalen Änderung des Vertikalwindes (w_{Wx} und w_{Wy}). In Gewittern treten auch nicht zu vernachlässigende horizontale Scherungen des Horizontalwindes (u_{Wx} , v_{Wy}) auf. Nach einer Klassifikation der ICAO gilt beispielsweise im ersten Fall für ein Höhenintervall von 30 m:

$$\begin{aligned} |\Delta uw| \geq 2 \text{ ms}^{-1} & \text{ „signifikant“} & (uw_z \geq 0,067 \text{ s}^{-1}) \\ |\Delta uw| \geq 4 \text{ ms}^{-1} & \text{ „schwierig“} & (uw_z \geq 0,133 \text{ s}^{-1}) \\ |\Delta uw| \geq 6 \text{ ms}^{-1} & \text{ „gefährlich“} & (uw_z \geq 0,200 \text{ s}^{-1}). \end{aligned}$$

Neben den Betragsscherungen kommen auch Richtungsscherungen des Windes vor. Dazu zählt die ständig vorhandene Ablenkung des Bodenwindes von der Richtung des geostrophischen Windes in der freien Atmosphäre.

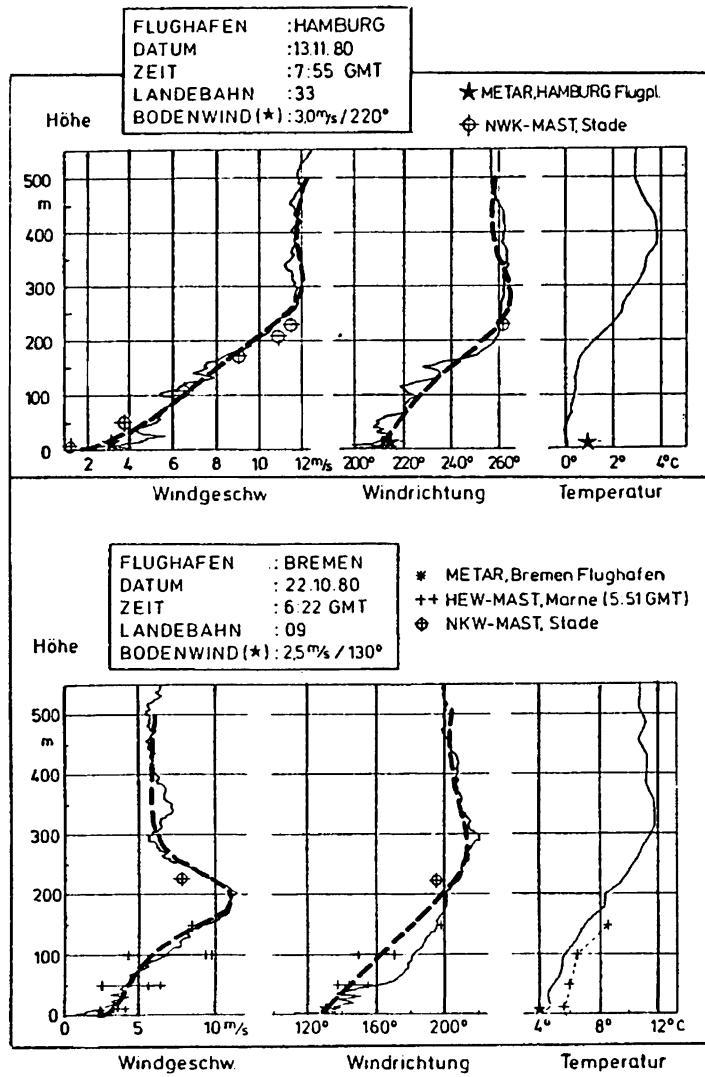


Bild 4.3 Vertikalprofil des Windes in Bodennähe (Meßergebnisse aus [/Swolinsky 86/](#))

Der Übergangsbereich wird mit Blick auf die Verbindungslinie der Windvektorspitzen als Ekman-Spirale bezeichnet, vgl. Bild 4.4. Die mit dieser Spirale verbundene Richtungsscherung ist aber zu schwach, um über ihre Wirkung auf den Energiehaushalt eines Flugzeugs eine Gefährdung darzustellen. Dagegen kann im Bereich sehr stabiler Schichtung und damit verbundener Reibungsabkopplung benachbarter Schichten auch die Richtungsscherung horizontaler Strömungen gefährliche Ausmaße erreichen.

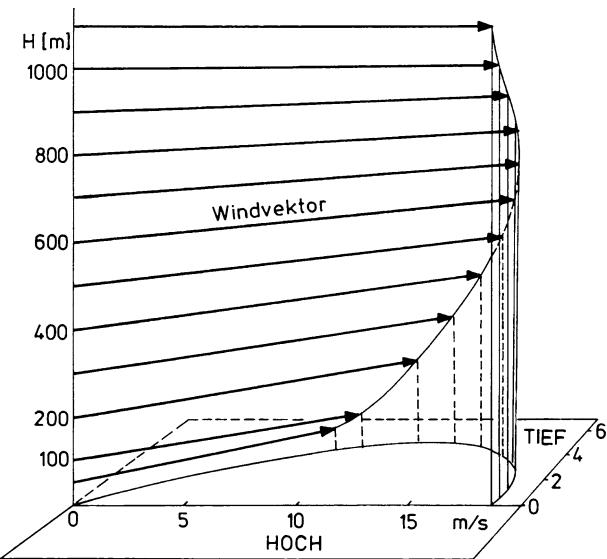


Bild 4.4 Windspirale in der Ekman-Schicht (sog. Leipziger Windprofil, nach /Fortak 82/)

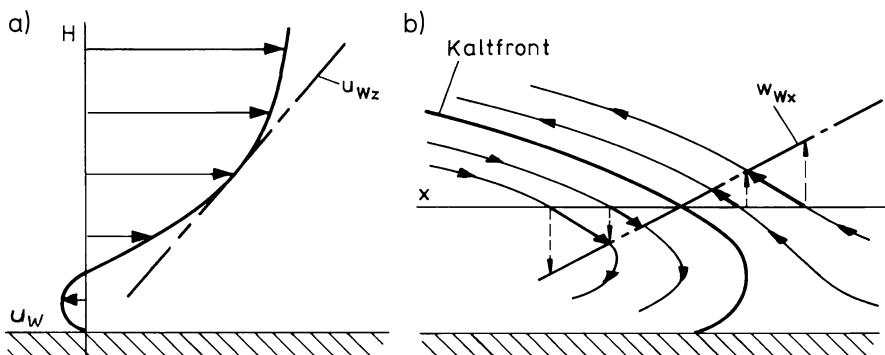


Bild 4.5 Windscherung a) vertikale Scherung in der Bodengrenzschicht, b) horizontale und vertikale Scherung an einer Kaltfront

Bild 4.5 zeigt zwei Beispiele von Windscherungen: Eine vertikale Scherung in der Bodengrenzschicht und eine horizontale und vertikale Scherung an einer Kaltfront. Fliegt ein Flugzeug in eine solche Scherung ein, so erfährt der Vektor seiner Fluggeschwindigkeit \vec{V}_A eine stetige Änderung nach Betrag und/oder Winkel. Wenn Flugbahn und \vec{V}_A konstant gehalten werden sollen, ist in dieser Situation ein stetiges Nachführen des Schubes notwendig. Geschieht das nicht, würde ein statisch stabiles Flugzeug die ausgetrimmte Fluggeschwindigkeit wieder einnehmen, indem es die kinetische Energie auf Kosten der potentiellen Energie anpaßt, was vertikale Abweichungen von der Flugbahn zur Folge hat. Eine Windscherung greift also erheblich in den Energiehaushalt des Flugzeugs ein. Sie stellt damit einerseits eine

starke Gefährdung dar und erfordert andererseits starke Eingriffe des Piloten oder des Flugreglers (vgl. hierzu [Kap.6.3](#) und [17.2.4](#)). Die Häufigkeit, mit der Windscherungen in der nächtlichen planetarischen Grenzschicht angetroffen werden, ist in Bild 4.6 in Abhängigkeit von der Höhe wiedergegeben, siehe auch [/Badner 79/](#).

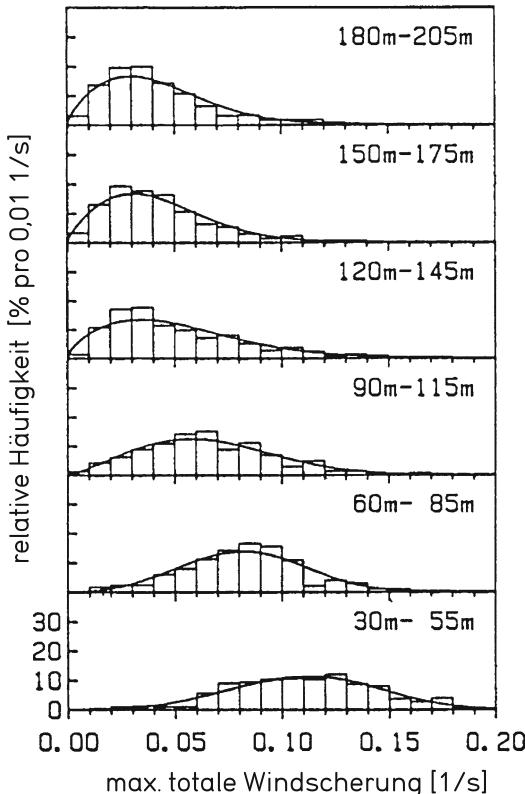


Bild 4.6 Häufigkeit von Windscherung in der nächtlichen planetaren Grenzschicht
(aus [/Wittich Ha 86/](#))

4.1.2 Die Modellierung von Wind

Transversalströmung

Ein gleichförmiges Windfeld lässt sich durch einen einzigen Vektor \vec{V}_W repräsentieren. Dessen Betrag wird häufig in Windstärken auf der Beaufort-Skala angegeben. Mit der empirischen Formel $V_W = B^{1,44}$ lässt sich der Beaufort-Wert annähernd in eine mittlere Windgeschwindigkeit in ms^{-1} umrechnen. Der Begriff der Windstärke bezieht sich immer auf den mittleren Wind (z. B. 10 min-Mittel) und ist auf die Maximalgeschwindigkeit in Böen nicht anwendbar. Bild 4.7 zeigt die

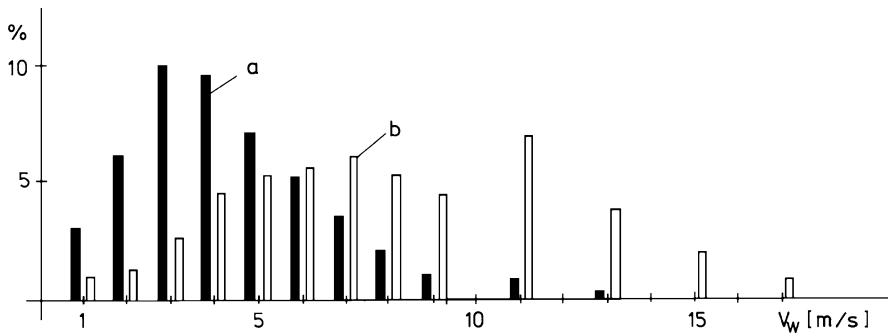


Bild 4.7 Windgeschwindigkeits-Häufigkeiten a) Braunschweig 1973–1981 b) List/Sylt 1971–1980 aus [/Trenn Pe 89/](#). Man beachte, daß sich die Klassenbreite für $V_w > 10 \text{ ms}^{-1}$ verdoppelt

Häufigkeitsverteilung des mittleren Windes für zwei Orte in Norddeutschland. Die beobachtete Windgeschwindigkeit erreicht am Boden (Beobachtungshöhe 10 m) selten Werte von 20 ms^{-1} und mehr. In den Strahlströmen in der Nähe der Tropopause werden dagegen Windgeschwindigkeiten von über 100 ms^{-1} gemessen.

Ein Beispiel für die Extremwerte gibt Tabelle 4.1, in der die Wahrscheinlichkeit p des Überschreitens maximaler Windgeschwindigkeiten auf der Spitze des Eiffelturms angegeben ist. Man erkennt, daß selbst in dieser Höhe die Wahrscheinlichkeit zur Überschreitung einer mittleren Windgeschwindigkeit von 25 ms^{-1} nur in der Größenordnung von einem Promille liegt.

Tabelle 4.1 Wahrscheinlichkeitsverteilung p der mittleren Geschwindigkeit auf dem Eiffelturm Paris (nach [/Davenport 77/](#))

V_w (ms^{-1})	2	4	8	16	25
p	0,95	0,85	0,55	0,04	0,001

Inhomogenes Windfeld

Ein inhomogenes Windfeld ist durch einen orts- und zeitabhängigen Vektor $\vec{V}_W(\vec{s}, t)$ zu beschreiben, auf den die in Kap.2.3.2 beschriebenen Gesetzmäßigkeiten zutreffen. Wir werden uns in Kap.4.2.1 näher mit einem solchen Windfeld befassen. Wegen der geschilderten Kompliziertheit der physikalischen Phänomene läßt sich ein solches Windfeld selbst in einem geografisch eng begrenzten Raum (z. B. einem Flughafen-Nahbereich) nicht analytisch darstellen. Man ist vielmehr auf die numerische Nachbildung typischer (gemessener) Windsituationen angewiesen. Hierzu werden vornehmlich einzelne Erscheinungsformen des Windfeldes vereinfacht modelliert, die für die Flugsicherheit besonders relevant sind (Bodengrenzschicht, Wetterfront, Gewittersituation, Strahlstrom), vgl. [/Krauspe 83/](#), [/Bray 84/](#), [/Swolinsky 86/](#), [/Hahn 88/](#), [/Etkin 90/](#). Zwei Beispiele sollen das verdeutlichen.

Windscherung

Für die Modellierung von Windscherung wählt man zur Vereinfachung meist eine lineare Abhängigkeit des Windvektors von der Ortskoordinate, obgleich reale Windscherungen i. allg. kein lineares Profil aufweisen. Dabei wird meist die Ableitung einer Komponente des Windvektors nach einer dazu senkrechten Koordinatenachse betrachtet, z. B. u_{Wz} oder w_{Wx} . Da ein über große Entferungen konstanter Windgradient unrealistisch hohe Windgeschwindigkeit voraussetzt und im übrigen die Ausdehnung von Scherschichten begrenzt ist, wird üblicherweise ein abschnittsweise konstanter Gradient angesetzt, wie in Bild 4.8, das eine Approximation von Bild 4.5 darstellt. Solche Ansätze sind vielfach in der Literatur zu finden, z. B. bei [/Alles 80/](#), [/Barth Br 76/](#), [/Schänzer 77/](#). In [/Swolinsky 86/](#) wurde sowohl das Auftreten von Windscherungen, als auch deren Modellierung ausführlich untersucht.

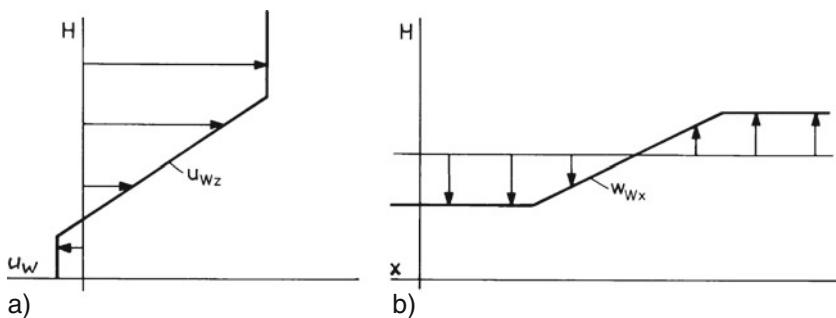


Bild 4.8 Vereinfachte Modellierung der Windscherungen nach Bild 4.5

Gewitterströmung

Bild 4.9 zeigt ein Beispiel für eine Gewittersituation, die zum Totalverlust eines Passagierflugzeugs führte. In [/Krauspe 83/](#) wurde das komplizierte Strömungsfeld solcher Gewitter näherungsweise als Potentialströmung modelliert, und zwar durch Überlagerung einer Staupunktströmung mit einer Transversalströmung. Dadurch wird eine analytische Beschreibung des Strömungsfeldes möglich. Die daraus abgeleitete numerische Modellierung eines zweidimensionalen Gewitter-Strömungsfeldes zeigt Bild 4.10.

4.1.3 Die Entstehung von Turbulenz

Turbulenz entsteht grundsätzlich als Folge der Wirbelbildung im reibungsbehafteten Strömungsfeld, also im wesentlichen in der Grenzschicht umströmter Körper oder zwischen Luftsichten unterschiedlicher Geschwindigkeit. Das bedeutet, daß Turbulenz in jeder Art von Windscherung entsteht, z. B.

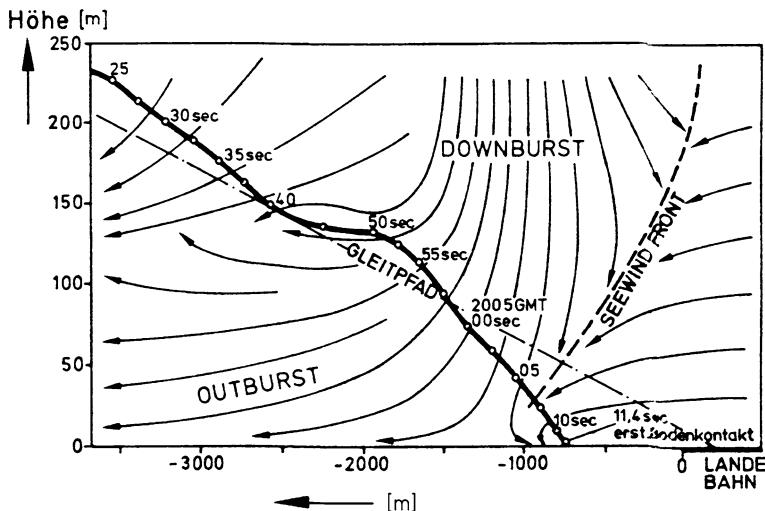


Bild 4.9 Strömungsfeld in einem Gewitter, Situation am Flughafen J.F. Kennedy am 24.6.1975 (aus [Krauspe 83](#))

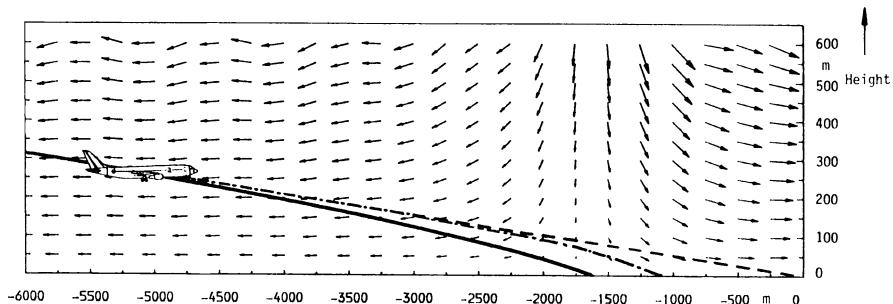


Bild 4.10 Realisierung eines Windfeldes durch numerische Simulation (aus [Swolinsky 86](#))

- auf Grund der Bodenrauhigkeit (Bäume, Gebäude),
- im Nachlauf überströmter Hügel,
- am Rand von Strahlströmen,
- im Strömungsfeld von Gewittern.

Wegen der Reibungsverluste ist zur Aufrechterhaltung eines Wirbelsystems eine Energiezufuhr in Form von kinetischer oder thermischer Energie nötig. Eine weitere Voraussetzung sind Gradienten im Feld der vom System absorbierten Energie.

Auch die durch Flugzeuge erzeugte Turbulenz wird seit der Einführung von Großflugzeugen mit erheblichem Aufwand theoretisch und experimentell untersucht: Die Bildung von Wirbelschleppen infolge der Flügelrandwirbel von Großflugzeugen gefährdet nachfolgende Flugzeuge und beschränkt dadurch beispielsweise die Landefrequenz auf Flughäfen.

Die Stärke der Turbulenz ist abhängig von der Geländeform (Bodenrauhigkeit), von der Stabilität der Atmosphäre (Temperaturgradient), von der Windgeschwindigkeit und von der Höhe. Die Turbulenzintensität wird als Varianz oder Standardabweichung der Geschwindigkeitsfluktuationen angegeben, die innerhalb eines Zeitintervalls (z. B. 10 min) auftritt. Dabei wird eine Standardabweichung unter 1 ms^{-1} als gering, eine solche über 8 ms^{-1} als extrem groß eingestuft.

Nach [/Schänzer 85/](#) kann man als groben Richtwert annehmen, daß die Standardabweichung σ_u der Böen über einer Wasserfläche etwa 9% der mittleren Windgeschwindigkeit beträgt. Bei Geländerauhigkeit (im Gebirge) kann dieser Wert bis zu 40% höher sein. Auf Grund des größeren Anteils von Mittelgebirgen sind deshalb die in Europa gemessenen Werte für Böen meist höher als die in den USA.

Innerhalb der Bodengrenzschicht ist auf Grund der Wandwirkung des Erdbodens die vertikale Böenkomponente geringer als die horizontalen Komponenten. Nach [/Schänzer 77/](#) kann man dafür mit $\sigma_u = \sigma_v$ folgendes Modell ansetzen

$$\begin{aligned}\sigma_w &= (0,3 + 0,013H)\sigma_u && \text{für } H < 15 \text{ m} \\ \sigma_w &= (0,5 + 0,002H)\sigma_u && \text{für } 15 \text{ m} < H < 250 \text{ m} \\ \sigma_w &= \sigma_u && \text{für } H > 250 \text{ m.}\end{aligned}$$

Für $H > 250 \text{ m}$ kann man das Turbulenzfeld als isotrop ansehen, d. h. $\sigma_u = \sigma_v = \sigma_w$. In einer konvektiven Grenzschicht, die bis zu einer Höhe von 3 km reichen kann, wird Turbulenz primär durch Auftriebskräfte erzeugt [/Stull 88/](#).

4.1.4 Die Modellierung von Turbulenz

Obgleich eine turbulente Strömung sich gemäß den Navier-Stokes-Gleichungen, der Kontinuitätsgleichung und evtl. weiteren Bedingungen deterministisch verhält, ist es in der Praxis aussichtslos, turbulente Strömungen – und darin vor allem kleine Strukturen, deren Lebensdauer nur einen Bruchteil des betrachteten Zeitintervalls beträgt – durch eine direkte Integration dieser Gleichungen zu berechnen. In diesem Fall kommt die nichtlineare Natur hydrodynamischer Systeme voll zum Tragen. Das scheinbar zufällige Erscheinungsbild von Turbulenz legt die Verwendung statistischer Techniken nahe.

Dabei bietet es sich an, eine Beobachtungsreihe in einem turbulenten Feld als stochastischen Prozeß zu behandeln. Eine geschlossene Theorie stochastischer Prozesse ist aber nur für den Fall stationärer Zufallsfolgen verfügbar. Leider ist die Voraussetzung der Stationarität bei der Turbulenz i. allg. nicht erfüllt. Man behilft sich, indem man nach einer Mittelwertkorrektur gemäß

$$\tilde{V}_W(t) = V_W(t) - \bar{V}_W \quad \text{mit} \quad \bar{V}_W = \frac{1}{D} \int_0^D V_W(t) dt \quad (4.1.1)$$

evtl. zusätzlich eine Trendkorrektur durchführt und für den resultierenden Prozeß zumindest abschnittsweise Stationarität postuliert. Stochastische Methoden speziell zur Beschreibung von Turbulenz findet man in [/Monin Ya 71/](#) und [/Pritchard 65/](#).

Mathematische Beschreibung stochastischer Prozesse

Die wichtigste Kenngröße gaußverteilter stochastischer Prozesse ist ihre Varianz σ^2 , die für die Abweichung von der mittleren Windgeschwindigkeit $\tilde{V}_W(t)$ bei endlicher Beobachtungsdauer D wie folgt definiert ist

$$\sigma_{\tilde{V}_W}^2 = \frac{1}{D} \int_0^D \tilde{V}_W^2(t) dt. \quad (4.1.2)$$

Sie ist ein Maß für die Leistung des Signals, s. z.B. [/Williams 81/](#). σ selbst wird als Standardabweichung bezeichnet, diese ist gleich der Wurzel des quadratischen Mittelwerts.

Die Eigenschaften eines stochastischen Prozesses werden durch seine Autokorrelationfunktion (AKF) beschrieben. Diese resultiert aus einer Multiplikation des um die Zeit $\tau = t_2 - t_1$ verschobenen Zeitsignals mit dem Originalsignal und lautet

$$R(\tau) = \lim_{D \rightarrow \infty} \frac{1}{D} \int_0^D \tilde{V}_W(t) \tilde{V}_W(t + \tau) dt \quad (4.1.3)$$

mit

$$R(0) = \lim_{D \rightarrow \infty} \frac{1}{D} \int_0^D \tilde{V}_W^2(t) dt = \sigma_{\tilde{V}_W}^2. \quad (4.1.3a)$$

Eine AKF wird als stationär bezeichnet, wenn sie unabhängig von der Wahl des Anfangszeitpunktes ist, das trifft für die Atmosphäre näherungsweise zu. Die Beobachtungsdauer für die Mittelwertbildung \bar{V}_W sollte so gewählt werden, daß $R(\tau)$ weitgehend stationär wird. Typische Eigenschaften einer AKF sind, vgl. Bilden [4.11a](#) und [4.22](#)

- Symmetrie, $R(\tau) = R(-\tau)$,
- Maximum bei $\tau = 0$ mit horizontaler Tangente,¹
- Wert bei $\tau = 0$: $R(0) = \sigma^2$ (= Varianz),
- verschwindender Grenzwert $\lim_{\tau \rightarrow \infty} R(\tau) = 0$.

Die von der auf $R(0)$ normierten AKF eingeschlossene Fläche

$$T = \int_0^\infty \frac{R(\tau)}{R(0)} d\tau = \frac{1}{\sigma^2} \int_0^\infty R(\tau) d\tau \quad (4.1.4)$$

ist ein Maß für die Regellosigkeit des Vorgangs ($T = 0$ für weißes Rauschen). Diese Größe hat die Dimension einer Zeit und wird als „charakteristische Zeitkonstante“ bezeichnet. Mit Hilfe der Fourier-Transformation wird die AKF in ein Leistungsdichtespektrum (*power density spectrum*) überführt, vgl. Bild [4.11b](#)

¹ Das Dryden-Spektrum hat diese Eigenschaft nicht.

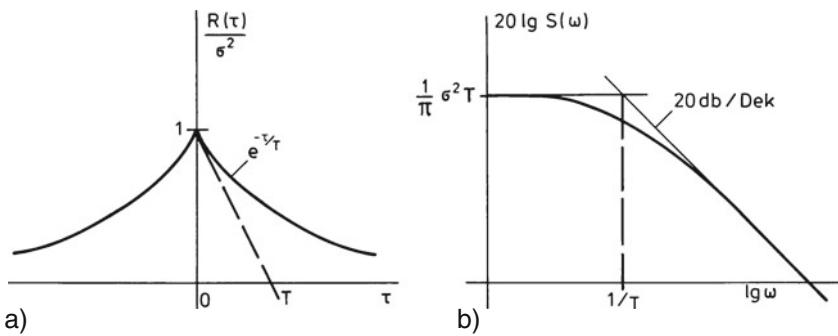


Bild 4.11 Zusammenhang zwischen a) Autokovarianzfunktion (AKF) und b) logarithmischem aufgetragenen Leistungsdichtespektrum nach Dryden (vgl. Kap. 4.2.4)

$$S(\omega) = \int_{-\infty}^{+\infty} R(\tau) e^{-j\omega\tau} d\tau \quad (4.1.5)$$

mit der Rücktransformation

$$R(\tau) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} S(\omega) e^{j\omega\tau} d\omega. \quad (4.1.6)$$

Das Leistungsdichtespektrum erlaubt eine relativ einfache mathematische Behandlung stochastischer Prozesse im Frequenzbereich. Das Flächenelement $S(\omega) \Delta\omega$ unter der Kurve ist gleich der Leistung des Signals im Frequenzintervall $\Delta\omega$. Die Gesamtfläche unter dem Leistungsdichtespektrum ergibt nach Gl. 4.1.6

$$\sigma^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} S(\omega) d\omega = R(0) \quad (4.1.7)$$

die Varianz σ^2 der Zeitfunktion. Für eine gemessene Zeitfunktion kann das Leistungsdichtespektrum mit dem Verfahren der Fast-Fourier-Transformation numerisch berechnet werden, ein Beispiel zeigt Bild 4.23, in dem ein gemessenes Leistungsdichtespektrum zwei Näherungsansätzen gegenübergestellt ist.

4.2 Kopplung von Wind- und Flugzeugbewegung

Es wurde schon mehrfach darauf hingewiesen, daß die Wirkung des Windfeldes auf das bewegte Flugzeug von seinem Bahngeschwindigkeitsvektor abhängt. In diesem Kapitel sollen die Windkomponenten am jeweiligen Ort des Flugzeugs aus dem erdfest vorgegebenen Windfeld und der Flugbahn bestimmt werden. Das führt auf eine Transformation des Windvektors in die mit dem Flugzeugschwerpunkt bewegten erdfesten Koordinaten, die im folgenden als Schwerpunktskoordinaten bezeichnet werden. Diese sind über den Ortsvektor \vec{s} mit einem erdfesten Ko-

dinatenursprung verbunden. Die Grundgleichung für diese Zusammenhänge ergibt sich aus der totalen Ableitung des Windgeschwindigkeitsvektors nach der Zeit in Schwerpunktskoordinaten mit Gl.2.3.12 und 2.3.14

$$\frac{d\vec{V}_W(\vec{s}, t)}{dt} = \frac{\partial \vec{V}_W(\vec{s}, t)}{\partial t} + (\vec{\nabla} \vec{V}_W)^T \vec{V}_K = \frac{\partial \vec{V}_W}{\partial t} + \begin{bmatrix} u_{Wx}(\vec{s}) & u_{Wy}(\vec{s}) & u_{Wz}(\vec{s}) \\ v_{Wx}(\vec{s}) & v_{Wy}(\vec{s}) & v_{Wz}(\vec{s}) \\ w_{Wx}(\vec{s}) & w_{Wy}(\vec{s}) & w_{Wz}(\vec{s}) \end{bmatrix}_g \vec{V}_K. \quad (4.2.1)$$

Hierin ist \vec{V}_K der Bahngeschwindigkeitsvektor des hindurchfliegenden Flugzeugs. Setzt man voraus, daß die zeitliche Änderung des Windfeldes klein ist gegenüber den Windgeschwindigkeitsänderungen aus der Sicht des mit V_K bewegten Beobachters, so kann die partielle Ableitung nach der Zeit in Gl.4.2.1 gegenüber dem zweiten Term vernachlässigt werden. Diese Annahme eines ortsfest „eingefrorenen“ Windfeldes wird als „Taylor’sche Hypothese“ bezeichnet, vgl. /Etkin 72/. Diese Hypothese hat einen eindeutigen Zusammenhang zwischen einem räumlich festen Windvektorfeld \vec{V}_W und dem Zeitverlauf des auf das Flugzeug in Schwerpunktskoordinaten wirkenden Windes zur Folge. Sie verliert bei kleiner Bahngeschwindigkeit (z. B. im extremen Langsamflug oder beim Hubschrauber im Schwebeflug) ihre Gültigkeit. Mit der Taylorschen Hypothese lautet Gl.4.2.1 (unter Einsetzen von Gl.2.2.4) ausgeschrieben in erdparallelen Schwerpunktskoordinaten

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} u_W \\ v_W \\ w_W \end{bmatrix}_g = (\vec{\nabla} \vec{V}_W)^T \vec{V}_K = \begin{bmatrix} u_{Wx} & u_{Wy} & u_{Wz} \\ v_{Wx} & v_{Wy} & v_{Wz} \\ w_{Wx} & w_{Wy} & w_{Wz} \end{bmatrix}_g \begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \chi \\ \cos \gamma \sin \chi \\ -\sin \gamma \end{bmatrix} V_K. \quad (4.2.2)$$

Die Jacobi-Matrix $(\vec{\nabla} \vec{V}_W)^T$ bezeichnet man auch als Scherungstensor. Ihre Elemente sind gleich den ortsabhängigen Windgradienten

$$u_{Wx}(\vec{s}) = \frac{\partial u_W(\vec{s})}{\partial x} \quad \text{bis} \quad w_{Wz}(\vec{s}) = \frac{\partial w_W(\vec{s})}{\partial z}. \quad (4.2.3)$$

Diese sind die Zustandsgrößen des Windprozesses und insofern die eigentlichen Eingangs-(Stör-)größen in den Prozeß Flugzeugbewegung. Entsprechend Gl.4.2.2 wirken die Flugbahngrößen V_K , γ und χ auf den Prozeß „Wind am Flugzeugort“ zurück. Hiermit ist ausgesagt, daß beide Prozesse miteinander verkoppelt sind.

Die Taylorsche Hypothese besagt gleichzeitig, daß bei schnellem Durchfliegen eines Turbulenzfeldes aus den an Bord eines Flugzeugs gemessenen zeitabhängigen Windkomponenten auf die räumliche Struktur des Windfeldes entlang der Flugbahn geschlossen werden kann.

4.2.1 Wirkung des Windfeldes auf das Flugzeug als Punktmasse

Entsprechend den Ausführungen in [Kapitel 3](#) beeinflußt der Wind die aerodynamischen Kräfte und Momente am Flugzeug direkt über die lokale Anströmung von Flügel, Rumpf und Leitwerk. Betrachten wir zunächst nur den über das ganze Flugzeug gemittelten Anströmvektor, so gilt am Flugzeugschwerpunkt

$$\vec{V}_A = \vec{V}_K - \vec{V}_W . \quad (1.2.18)$$

Stationäres Windfeld

Ein stationäres Windfeld mit ortsunabhängigem Geschwindigkeitsvektor $\vec{V}_W = \text{const}$ (Transversalfeld) verändert zwar die Flugbahn gegenüber dem windfreien Fall, hat aber, wie in [Kapitel 6](#) gezeigt wird, keinen Einfluß auf das dynamische Verhalten des Flugzeugs.

Die Wirkung eines horizontalen, stationären Windes unter der Annahme, daß der Vektor \vec{V}_A konstant bleibt (konstanter Auftrieb) und in der Flugzeugsymmetrieebene liegt (Schiebewinkel null), wurde schon in [Kap.1.2.6](#) an Hand von [Bild 1.15](#) diskutiert. Dieses zeigt, daß bei Rückenwind die Grund-Geschwindigkeit größer und bei Gegenwind kleiner als V_A ist und daß bei Seitenwind die Flugbahn um den Windschiebewinkel β_W versetzt wird. Letztere Erscheinung wird als Abdrift bezeichnet. [Bild 1.15](#) macht auch deutlich, daß im stationären Kurvenflug die Windwirkung auf die Flugbahn sich stetig ändert. Dieser Effekt, der sich in Warteschleifen und bei im Aufwind kurvenden Segelflugzeugen auswirkt, wurde z.B. in [/Buchholz Ru 91/](#) untersucht.

Konstante Windgradienten

Bezüglich der Wirkung von Windscherungen auf das Flugzeug ist es hilfreich, drei Sonderfälle zu unterscheiden, die im folgenden jeweils für Strömungen in der Horizontalebene diskutiert werden. Daran schließen sich einige Ausführungen zu Scherungen entlang der Lotachse an.

1) Nicht-Diagonalelemente von $(\vec{\nabla} \vec{V}_W)^T$ gleich null (translatorische Windscherung)

Sind nur die Diagonalelemente des Scherungstensors ungleich null, so gilt nach Gl.[4.2.2](#)

$$\begin{bmatrix} \dot{u}_W \\ \dot{v}_W \\ \dot{w}_W \end{bmatrix}_g = \begin{bmatrix} u_{Wx}(\vec{s}) \cos \gamma \cos \chi \\ v_{Wy}(\vec{s}) \cos \gamma \sin \chi \\ -w_{Wz}(\vec{s}) \sin \gamma \end{bmatrix} V_K . \quad (4.2.4)$$

Gleichzeitig gilt die Kontinuitätsbedingung, vgl. [Gl.2.3.8](#), die an jedem Punkt des Windfeldes erfüllt ist

$$\operatorname{div} \vec{V}_W = u_{Wx}(\vec{s}) + v_{Wy}(\vec{s}) + w_{Wz}(\vec{s}) = 0 . \quad (4.2.5)$$

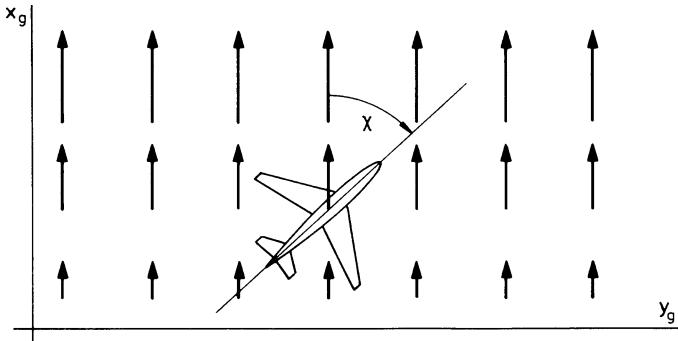
Bild 4.12 Flug durch ein Windfeld mit $u_{Wx} = \text{const}$

Bild 4.12 veranschaulicht zunächst die Wirkung eines homogenen Windfeldes mit $u_{Wx} = \text{const}$ (unabhängig von z) und zeigt, daß diese entsprechend der Aussage von Gl.4.2.4 von Lage und Richtung der Flugbahn und von der Bahngeschwindigkeit V_K abhängig ist. Fliegt das Flugzeug in x_g -Richtung ($\chi \equiv 0$), so erfährt es einen steigenden Rückenwind (unabhängig von der y_g -Lage der Flugbahn). Fliegt es in y_g -Richtung ($\chi \equiv \pi/2$), so erfährt es einen konstanten Seitenwind, der von der x_g -Position der Flugbahn abhängig ist. Die zeitliche Windänderung wird bei gegebenem Bahnazimut χ um so kleiner, je größer der Bahnneigungswinkel γ wird. Im senkrechten Steig- oder Sinkflug ($\gamma \equiv \pi/2$) würde das Flugzeug überall einen zeitlich konstanten Wind erfahren, dessen Wert von den x_g y_g -Koordinaten der Flugbahn abhängt.

Eine realistischere Situation liefert die Betrachtung beider in einer Ebene wirkenden Gradienten. Hierzu wird Gl.4.2.4 in flugbahnfeste Koordinaten transformiert, um die Windkomponenten längs und senkrecht der Flugbahn zu bestimmen. Beschränkt man sich auf die Horizontalebene, so liefert Gl.4.2.4 mit Gl.2.2.3

$$\begin{bmatrix} \dot{u}_w \\ \dot{v}_w \end{bmatrix}_k = \begin{bmatrix} \cos \chi & \sin \chi \\ -\sin \chi & \cos \chi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{u}_w \\ \dot{v}_w \end{bmatrix}_g = \begin{bmatrix} u_{Wx} \cos^2 \chi + v_{Wy} \sin^2 \chi \\ (v_{Wy} - u_{Wx}) \cos \chi \sin \chi \end{bmatrix} V_K . \quad (4.2.6)$$

Setzt man die Kontinuitätsgleichung ein

$$u_{Wx} + v_{Wy} = 0 ,$$

so folgt die interessante Beziehung für ein ebenes, quellenfreies Windfeld

$$\begin{bmatrix} \dot{u}_w \\ \dot{v}_w \end{bmatrix}_k = u_{Wx} \begin{bmatrix} \cos 2\chi \\ -\sin 2\chi \end{bmatrix} V_K . \quad (4.2.7)$$

Diese wird durch Bild 4.13 veranschaulicht. Für $\chi = n\pi/2$ erfährt das Flugzeug eine reine Rücken- oder Gegenwindscherung und für $\chi = n\pi \pm \pi/4$ erfährt es eine

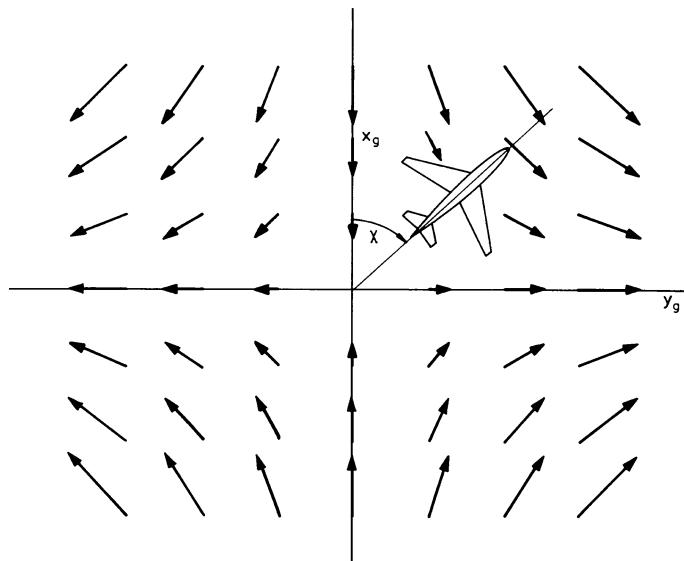


Bild 4.13 Horizontales, quellenfreies Windfeld mit $v_{W_y} = -u_{W_x}$

reine Seitenwindscherung. Im allgemeinen Fall für beliebige Flugbahnen überlagern sich beide Einflüsse.

2) Diagonalelemente von $(\vec{\nabla} \vec{V}_W)^T$ gleich null bei drehungsfreier Strömung

Hierbei ist die zeitliche Änderung der Windkomponente (in erdfesten Achsen) von jeweils zwei Gradienten abhängig, es gilt mit Gl.4.2.2

$$\begin{bmatrix} \dot{u}_W \\ \dot{v}_W \\ \dot{w}_W \end{bmatrix}_g = \begin{bmatrix} u_{W_y} \cos \gamma \sin \chi - u_{W_z} \sin \gamma \\ v_{W_x} \cos \gamma \cos \chi - v_{W_z} \sin \gamma \\ w_{W_x} \cos \gamma \cos \chi + w_{W_y} \cos \gamma \sin \chi \end{bmatrix} V_K . \quad (4.2.8)$$

Die Gradienten sind untereinander durch die Zusatzbedingung der Drehungsfreiheit verknüpft, vgl. Gl.2.3.9

$$\text{rot } \vec{V}_W = \begin{bmatrix} w_{W_y} - v_{W_z} \\ u_{W_z} - w_{W_x} \\ v_{W_x} - u_{W_y} \end{bmatrix} = \vec{0} . \quad (4.2.9)$$

Die Wirkung soll wieder an Hand der x - y -Ebene diskutiert werden. Gleichung 4.2.8 kann mit Gl.4.2.9 in zweifacher Weise geschrieben werden

$$\begin{bmatrix} \dot{u}_W \\ \dot{v}_W \end{bmatrix}_g = u_{WY} \begin{bmatrix} \sin \chi \\ \cos \chi \end{bmatrix} \cos \gamma V_K - \begin{bmatrix} u_{WZ} \\ v_{WZ} \end{bmatrix} \sin \gamma V_K \\ = v_{WX} \begin{bmatrix} \sin \chi \\ \cos \chi \end{bmatrix} \cos \gamma V_K - \begin{bmatrix} w_{WX} \\ w_{WY} \end{bmatrix} \sin \gamma V_K. \quad (4.2.10)$$

Im Horizontalflug ($\gamma = 0$) sind die beiden Windkomponenten wegen $v_{WX} = u_{WY}$ nur von einem Gradienten abhängig. Dieser Fall ist in Bild 4.14 dargestellt. Auch hier ist eine Periodizität erkennbar: durchfliegt ein Flugzeug dieses Windfeld im Winkel $\chi = n\pi/2$, so erfährt es eine reine Seitenwindscherung, bei $\chi = n\pi/2 \pm \pi/4$ eine reine Rückenwind- oder Gegenwindscherung. Das wird bestätigt durch Transformation von Gl.4.2.10 in flugbahnfeste Achsen (mit $\gamma = 0$), welche liefert

$$\begin{bmatrix} \dot{u}_W \\ \dot{v}_W \end{bmatrix}_k = u_{WY} \begin{bmatrix} \cos \chi & \sin \chi \\ -\sin \chi & \cos \chi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sin \chi \\ \cos \chi \end{bmatrix} V_K = u_{WY} \begin{bmatrix} \sin 2\chi \\ \cos 2\chi \end{bmatrix} V_K. \quad (4.2.11)$$

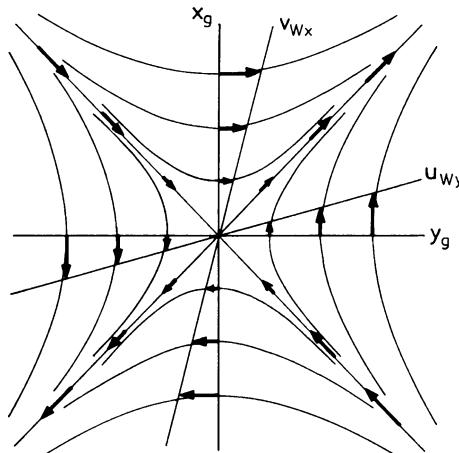


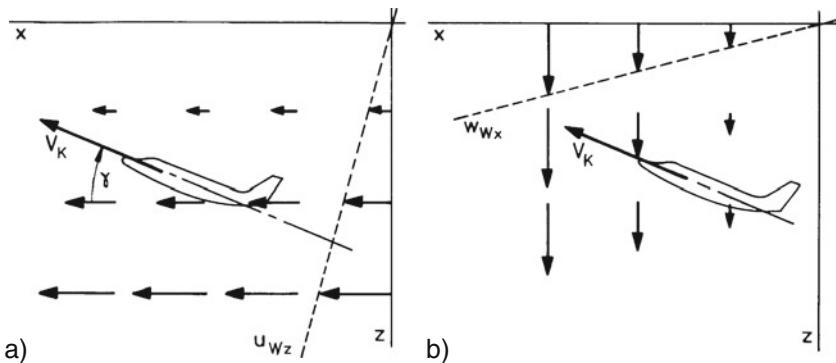
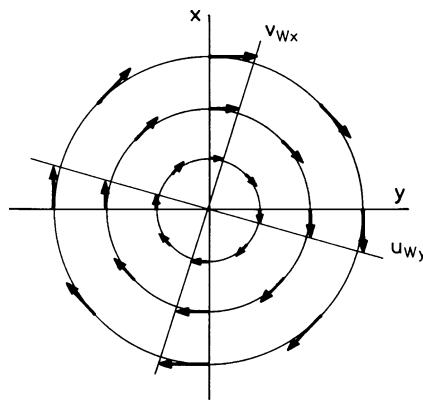
Bild 4.14 Horizontales drehungsfreies Windfeld mit $v_{WX} = u_{WY}$

Mit steigendem Flugbahnwinkel γ werden in Gl.4.2.10 auch die Windgradienten u_{WZ} und v_{WZ} (vertikale Scherung der Horizontalwindkomponenten) oder w_{WX} und w_{WY} (horizontale Scherung des Vertikalwindes) wirksam. Das wird in Bild 4.15 für zwei Beispiele veranschaulicht, die auch schon an Hand von Bild 4.8 diskutiert wurden.

3) Diagonalelemente von $(\vec{\nabla} \vec{V}_W)^T$ gleich null bei drehungsbehafteter Strömung

Ist ein Windfeld drehungsbehaftet, so ist $\text{rot } \vec{V}_W \neq 0$. Wird z. B. für die Horizontalebene gesetzt

$$u_{WY} = -v_{WX},$$

Bild 4.15 Steigflug durch eine Scherschicht a) u_{Wz} , b) w_{Wy} Bild 4.16 Vertikaler Luftwirbel mit $u_{Wy} = -v_{Wx}$

so entsteht der in Bild 4.16 gezeigte Wirbel um die z_g -Achse, in dem der Betrag der Windgeschwindigkeit nur vom Abstand vom Wirbelzentrum abhängt. Dieser Wirbel beschreibt den Kernbereich eines realen Wirbels. Aus Gl.4.2.8 ergibt sich unter dieser Bedingung in flugbahnfesten Koordinaten

$$\begin{bmatrix} \dot{u}_W \\ \dot{v}_W \end{bmatrix}_k = v_{Wx} \begin{bmatrix} \cos \chi & \sin \chi \\ -\sin \chi & \cos \chi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -\sin \chi \\ \cos \chi \end{bmatrix} V_K = v_{Wx} \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} V_K. \quad (4.2.12)$$

Das Flugzeug erfährt also auf geradliniger Bahn durch das Wirbelzentrum unabhängig von der Flugrichtung eine reine Seitenwindscherung.

Es scheint zunächst so, als sei das nur für radiale Bahnen der Fall und nicht für solche, die am Wirbelmittelpunkt vorbeiführen. Durch Überlagerung eines Transversalfeldes ($\Delta \vec{V}_W = \text{const}$) kann jedoch der in Bild 4.16 dargestellte Wirbel in beliebiger Richtung verschoben werden. Das bedeutet, daß bei einer Flugbahn, die am Wirbelmittelpunkt vorbeiführt, dem Scheranteil ein konstanter Geschwindigkeitsanteil überlagert ist.

Ortsveränderliche Gradienten

Wie oben ausgeführt, können Windgradienten nicht über größere Entfernungen konstant sein. Ein sinnvoller Ansatz ist, die Gradienten als örtlich sinusförmig verteilt anzusehen, wie schon in Bild 1.14. Bild 4.17 zeigt als Beispiel die sinusförmig verteilten Gradienten v_{Wx} und w_{Wx} . Für die Abhängigkeit der Windgeschwindigkeit von der x_g -Koordinate wird angesetzt

$$\begin{aligned} u_W(x) &= \hat{u}_W \sin \left(2\pi \frac{x}{\lambda_{ux}} \right), \\ v_W(x) &= \hat{v}_W \sin \left(2\pi \frac{x}{\lambda_{vx}} \right) \quad \text{und} \\ w_W(x) &= \hat{w}_W \sin \left(2\pi \frac{x}{\lambda_{wx}} \right) = \hat{w}_W \sin (\Omega x) \end{aligned} \quad (4.2.13)$$

mit der räumlichen Frequenz $\Omega = 2\pi/\lambda$. Daraus folgt für den Windgradienten

$$u_{Wx}(x) = \frac{\partial u_W(x)}{\partial x} = \hat{u}_W \frac{2\pi}{\lambda_{ux}} \cos \left(2\pi \frac{x}{\lambda_{ux}} \right) \quad (4.2.14)$$

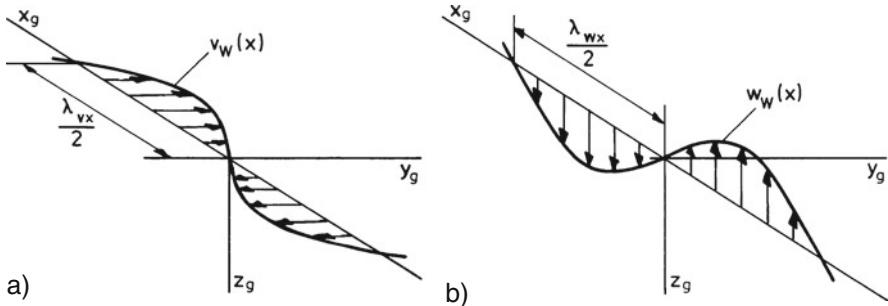


Bild 4.17 Sinusförmig verteilte Windgradienten a) $v_W(x)$ b) $w_W(x)$

und für die übrigen Gradienten entsprechend. Für das in x_g -Richtung mit konstanter Geschwindigkeit $V_K = x/t$ hindurchfliegende Flugzeug wird aus dem räumlich verteilten Windfeld ein zeitlich veränderlicher Wind

$$\begin{aligned} u_W(t) &= \hat{u}_W \sin \left(2\pi \frac{V_K}{\lambda_{ux}} t \right), \\ v_W(t) &= \hat{v}_W \sin \left(2\pi \frac{V_K}{\lambda_{vx}} t \right) \quad \text{und} \\ w_W(t) &= \hat{w}_W \sin \left(2\pi \frac{V_K}{\lambda_{wx}} t \right) = \hat{w}_W \sin (\omega t). \end{aligned} \quad (4.2.15)$$

Die zeitabhängigen Windkomponenten sind ebenfalls Sinusfunktionen mit der Frequenz $\omega = 2\pi V_K/\lambda$. Bei variabler Bahngeschwindigkeit V_K und/oder Flugbahn ist die Lösung wesentlich aufwendiger. Sie ist dann nur numerisch, durch Integration von Gl.4.2.2 zu gewinnen. Durch Einsetzen von Gl.4.2.15 in Gl.1.2.18 ist der Vektor der Fluggeschwindigkeit \vec{V}_A und mit Gl.2.2.15 schließlich der Einfluß der Windgeschwindigkeit auf Fahrt V_A , Anstellwinkel α und Schiebewinkel β zu berechnen. Genauso kann umgekehrt aus der Messung von V_A , α und β auf den örtlichen Windverlauf entlang der Flugbahn geschlossen werden, wenn V_K bekannt ist.

4.2.2 Wirkung der Windgradienten auf das Flugzeug endlicher Ausdehnung

Wird die endliche Ausdehnung des Flugzeugs berücksichtigt, so bewirken die Windgradienten eine ungleichförmige Anströmung zwischen linkem und rechtem Flügel oder an Flugzeugbug und -heck. Als Beispiel für konstante Windgradienten zeigt Bild 4.18 den Flug in Längsrichtung durch den Kern eines horizontalen Luftwirbels (z. B. Rotor im Nachlauf eines Berges oder Wirbelschleppen eines Großflugzeugs).

Der Luftwirbel wird allgemein durch die örtliche Rotation des Windfeldes nach Gl.2.3.9 beschrieben

$$\text{rot } \vec{V}_W(\vec{s}) = \vec{\nabla} \times \vec{V}_W(\vec{s}) = \begin{bmatrix} w_{WY}(\vec{s}) - v_{WZ}(\vec{s}) \\ u_{WZ}(\vec{s}) - w_{WX}(\vec{s}) \\ v_{WX}(\vec{s}) - u_{WY}(\vec{s}) \end{bmatrix} = 2\vec{\Omega}_W(\vec{s}). \quad (4.2.16)$$

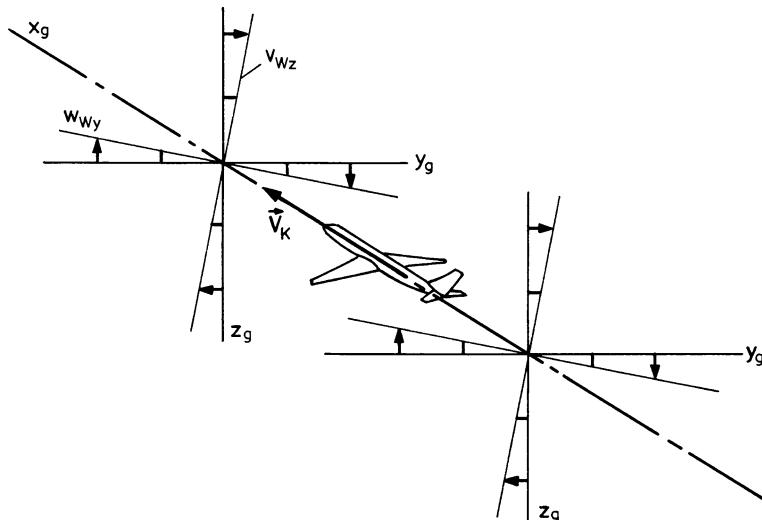


Bild 4.18 Windgradienten beim Flug durch einen stationären Wirbel

Bemerkenswert ist, daß zwischen der Rotation und dem Drehgeschwindigkeitsvektor der Luftmasse gegenüber der Erde $\vec{\Omega}_W$ der Faktor 2 steht. Im Fall von Bild 4.18 gilt wegen $v_{Wz} = -w_{Wy}$

$$p_W = \frac{1}{2}(w_{Wy} - v_{Wz}) = w_{Wy} = \text{const}, \quad (4.2.17)$$

wodurch primär ein positives Rollmoment auf das Flugzeug ausgeübt wird. Die aerodynamischen Wirkungen sind identisch denen bei einer negativen Rollbewegung des Flugzeugs, wie sie in Kap.3.4.3 mit einem quasistationären Ansatz hergeleitet wurden. Man spricht daher auch von einer „Rollbö“.

Modellierung der Gradientenwirkung mit Hilfe der flugmechanischen Derivative

Die Wirkung der translatorischen Windgradienten (Diagonalelemente von $(\vec{\nabla} \vec{V}_W)^T$) veranschaulicht Bild 4.19. Für die Gradienten u_{Wx} , v_{Wy} und w_{Wz} existiert keine Analogie zur Flugbewegung. Ihre Wirkungen können also nicht durch herkömmliche Derivate beschrieben werden. Hierfür existieren bisher keine Modellsätze, eine Messung ist weder im Windkanal noch im Flugversuch mit vertretbarem Aufwand möglich. Allerdings sagt die Beobachtung, daß die translatorischen Gradienten klein sind im Vergleich zu den Flugzeugabmessungen, so daß ihre differentielle Wirkung auf das Flugzeug vernachlässigbar ist.

Die rotatorischen Windgradienten (Nicht-Diagonalelemente von $(\vec{\nabla} \vec{V}_W)^T$) veranschaulicht Bild 4.20; sie sind alle in positivem Sinn eingezeichnet. Für den (im Bild nicht dargestellten) Fall, daß

$$w_{Wy} = -v_{Wz}, \quad u_{Wz} = -w_{Wx} \quad \text{und} \quad v_{Wx} = -u_{Wy} \quad (4.2.18)$$

handelt es sich um reine Wirbel wie in Bild 4.16 und 4.18, deren aerodynamische Wirkungen exakt mit der einer (jeweils negativen) Flugzeugrotation übereinstimmen.

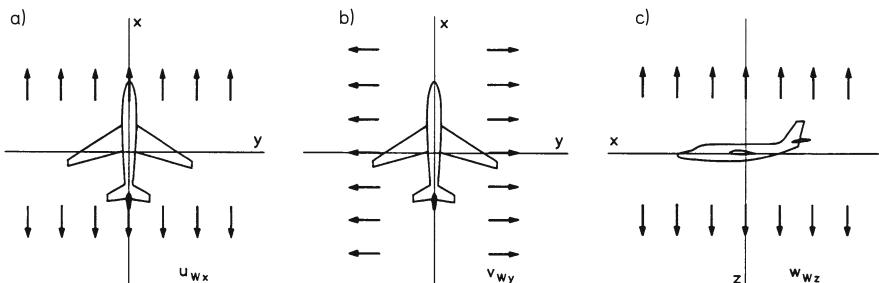


Bild 4.19 Veranschaulichung der translatorischen Windgradienten (differentielle Anteile bezogen auf die Geschwindigkeit am Schwerpunkt) a) u_{Wx} , b) v_{Wy} , c) w_{Wz}

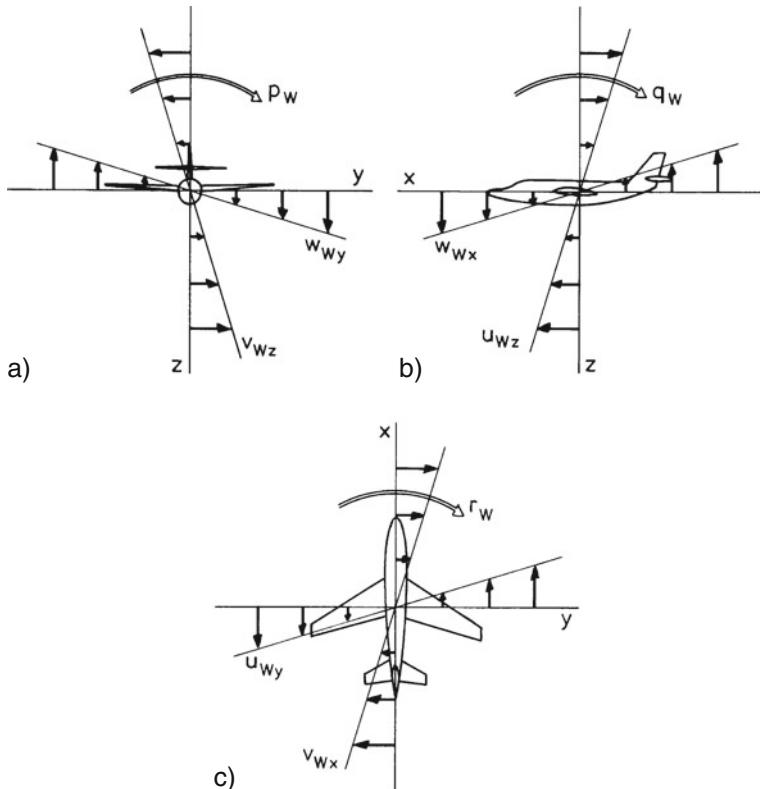


Bild 4.20 Veranschaulichung der rotatorischen Windgradienten
a) Rollfreiheitsgrad,
b) Nickfreiheitsgrad, c) Gierfreiheitsgrad

Es gilt dann mit Gl.2.2.36 und 4.2.16

$$\begin{bmatrix} p_A \\ q_A \\ r_A \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p_K \\ q_K \\ r_K \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} p_W \\ q_W \\ r_W \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p_K \\ q_K \\ r_K \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} w_{WY} \\ u_{WZ} \\ v_{WX} \end{bmatrix}. \quad (4.2.19)$$

Die quasistationäre Wirkung dieser Wirbel wird genau durch die Derivative C_{lp} , C_{mq} usw. aus den Kapiteln 3.3 und 3.4 wiedergegeben, die die Wirkung der Flugzeugrotation gegenüber Luft p_A , q_A und r_A beschreiben.

Im Fall drehungsfreier Strömung ($\vec{\Omega}_W = 0$), d.h. wenn alle Windgradienten positiv sind, wie es in Bild 4.20 dargestellt ist, besteht wieder keine Analogie zur Flugzeuggbewegung, so daß neue Derivate definiert werden müßten. Es gibt aber auch hierfür keine Modellansätze. Bei den Gradienten, die den Roll- und den Nickfreiheitsgrad betreffen, kann angenommen werden, daß auf Grund der geringen Flugzeugausdehnung in z -Richtung die Wirkung von v_{WZ} und u_{WZ} vernachlässigt werden kann. Dann läßt sich näherungsweise schreiben

$$p_W = w_{Wx} \quad q_W = -w_{Wx}. \quad (4.2.20)$$

Im Falle des Gierfreiheitsgrades in Bild 4.20c sind Rumpf/Leitwerk (mit v_{Wx}) und Flügel (mit u_{Wy}) etwa gleichmäßig beteiligt. Einen möglichen Ansatz zur Verwendung bekannter Derivative für den Gierfreiheitsgrad zeigt Bild 4.21, in dem das allgemeine Strömungsfeld ersetzt wird durch Überlagerung eines Gierwirbels mit einer y -Scherung über den Flügel, d. h. es wird angesetzt

$$r'_W = v_{Wx} \quad u'_{Wy} = u_{Wy} + v_{Wx} = -r_{WL}. \quad (4.2.21)$$

Der erste Anteil entspricht jetzt wieder genau der Flugzeug-Gierbewegung und ist mit den Gierderivativen C_{nr} , C_{lr} usw. wiederzugeben, während für den zweiten Anteil die Wirkung auf den Flügel allein eingesetzt werden muß, also mit C_{nrL} usw. Da die aerodynamischen Wirkungen am Flügel allein (bzw. Flügel-Rumpf-Kombination ohne Leitwerk) sowohl berechnet, als auch im Windkanal gemessen werden können, ist dieser Ansatz realisierbar.

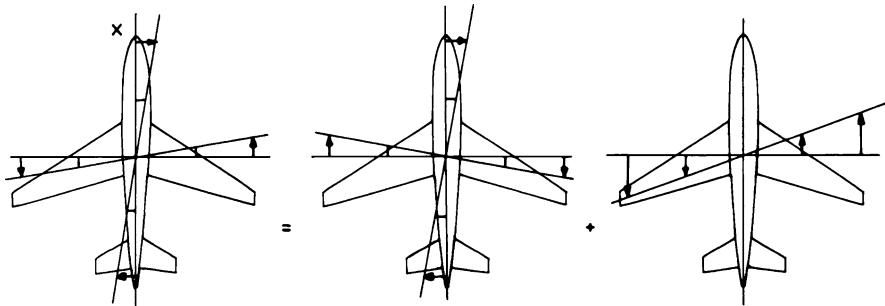


Bild 4.21 Überlagerung von Luftrotation und laterale Horizontalwindscherung

4.2.3 Orts- und Zeitabhängigkeit der auf das Flugzeug wirkenden Turbulenz

In Kap.4.2.1 wurde näher ausgeführt, daß ein örtlich verteiltes stationäres Windfeld auf ein hindurchfliegendes Flugzeug wie ein zeitlich veränderlicher Windvektor wirkt. Das betrifft nicht nur die Wirkung des Windes auf das Flugzeug als Punktmasse, sondern auch die Wirkung der Windgradienten auf das räumlich ausgedehnte Flugzeug.

Durchfliegt ein Flugzeug beispielsweise in horizontaler Richtung ein raumfestes, sinusförmiges Aufwindfeld der Wellenlänge λ

$$w_W(x) = \hat{w}_W \sin\left(2\pi \frac{x}{\lambda}\right) = \hat{w}_W \sin(\Omega x), \quad (4.2.22)$$

wie in Bild 4.17 mit einer konstanten Fluggeschwindigkeit $V_K = x/t$, (wobei zur Vereinfachung angenommen sei, daß die flugbahnenfesten mit den erdfesten Koordinaten zusammenfallen), so erfährt es dieses zunächst nach Gl.4.2.13 als zeitliche Windänderung. Zugleich erzeugt aber der Windgradient entsprechend der Diskussion in Kap.4.2.2 ein Nickmoment. Die räumliche Ableitung von Gl.4.2.22 liefert

$$\frac{\partial w_W(x)}{\partial x} = w_{Wx}(x) = \hat{w}_W \frac{2\pi}{\lambda} \cos\left(\frac{2\pi}{\lambda}x\right). \quad (4.2.23)$$

Mit $x = V_K t$ folgt für die zeitliche Ableitung des Gradienten am Ort des mit konstanter Geschwindigkeit $V_K = x/t$ bewegten Flugzeugs

$$w_{Wx}(t) = \hat{w}_W \frac{2\pi}{\lambda} \cos\left(\frac{2\pi V_K}{\lambda}t\right). \quad (4.2.24)$$

Die Amplitude von $w_{Wx}(t)$ ist umgekehrt proportional der Wellenlänge λ und seine Frequenz ist proportional der Fluggeschwindigkeit. So lange die Flugzeugabmessungen klein sind gegenüber der Wind-Wellenlänge, ist w_{Wx} über der Flugzeulgänge nahezu konstant, so daß man mit Gl.4.2.20 schreiben kann

$$q_W(t) = -w_{Wx}(t) = -\hat{w}_W \frac{2\pi}{\lambda} \cos\left(\frac{2\pi V_K}{\lambda}t\right). \quad (4.2.25)$$

Diese Umformung läßt sich in ähnlicher Weise für die übrigen Windgradienten durchführen.

Die Annäherung einer Sinusfunktion durch lineare Gradienten hat folgenden Gültigkeitsbereich. Der Fehler bei der Linearisierung der Sinusfunktion ist kleiner als 5%, solange das Argument kleiner als 30° ist, d. h.

$$\sin\left(\frac{2\pi}{\lambda}x\right) \approx \frac{2\pi}{\lambda}x \quad \text{für} \quad \frac{2\pi}{\lambda}x < 0,5. \quad (4.2.26)$$

Die Linearisierung einer Sinusbö über den Flügel mit der Spannweite b ist also gültig bis $\lambda > 4\pi b$. Der bisher diskutierte quasistationäre Ansatz (unverzögerte Wirkung von Wind und Turbulenz) ist außerdem in seiner Gültigkeit eingeschränkt durch die Vernachlässigung instationärer Effekte. In *Schänzer 77*/ wird eine Abschätzung für den Gültigkeitsbereich der quasistationären Beschreibung der Böenwirkung angegeben. Danach bleibt der Anteil der instationären Strömungsvorgänge unter 5%, wenn die Böenwellenlänge größer ist als die achtfache Flügeltiefe

$$\lambda = \frac{2\pi V_K}{\omega} > 8\bar{c}. \quad (4.2.27)$$

Andererseits liefert bei Integration nach Gl.4.2.25 das Dryden-Spektrum (vgl. Bild 4.11 und Kap.4.2.4) oberhalb von $T\omega = 10$ nur noch 2% Beitrag zur Varianz. Das bedeutet, daß die kleinste noch wirksame Böenwellenlänge

$$\lambda_{\min} = \frac{L}{\sqrt{10}} \approx \frac{1}{3}L \quad (4.2.28)$$

beträgt. Diese Grenze ist außerhalb der Bodengrenzschicht ($H > 300$ m) und für kleine Flugzeuge bestimmend, während in geringer Höhe und bei großen Flugzeugen die minimale Böenwellenlänge nach Gl.4.2.27 durch die Flügeltiefe gegeben ist.

Übertragung auf stochastische Böen

Die Periodendauer des Zeitsignals folgt aus Gl.4.2.15 zu

$$T_P = \frac{2\pi}{\omega} = \frac{\lambda}{V_K} \quad (4.2.29)$$

und die zeitliche Frequenz ω ergibt sich aus der örtlichen Frequenz Ω mit Gl.4.2.13 zu

$$\omega = \Omega \frac{x}{t} = \Omega V_K. \quad (4.2.30)$$

Bildet man für ein gleiches Beobachtungsintervall, d. h. von räumlich $D_x = n\lambda = n2\pi/\Omega$ und zeitlich $D_t = nT_P = n2\pi/\omega$ jeweils die Autokovarianzfunktion (AKF), so gilt räumlich

$$R(\xi) = \frac{1}{2(n/\Omega)} \int_{-n/\Omega}^{+n/\Omega} w_W^2 \sin(\Omega x) \sin(\Omega(x + \xi)) dx \quad (4.2.31)$$

und zeitlich

$$\begin{aligned} R(\tau) &= \frac{1}{2(n/\omega)} \int_{-n/\omega}^{+n/\omega} w_W^2 \sin(\omega t) \sin(\omega(t + \tau)) dt \\ &= \frac{1}{2} w_W^2 \cos(\omega\tau) \quad \text{für } n \rightarrow \infty. \end{aligned} \quad (4.2.32)$$

Bis auf den Skalenfaktor $\xi = V_K \tau$ sind diese beiden Funktionen identisch.

Die oben durchgeführte Transformation der Ortsabhängigkeit in eine Zeitabhängigkeit des Windes für das hindurchfliegende Flugzeug ist vollständig übertragbar vom Beispiel des Sinussignals auf einen räumlich festen stochastischen Windprozeß, solange die hier angenommenen Voraussetzungen erfüllt sind:

- konstante Bahngeschwindigkeit V_K ,
- Wellenlänge λ groß gegenüber den Flugzeugabmessungen.

Die zeitliche AKF ergibt sich dann allgemein aus der des räumlichen Prozesses durch Substitution von x durch $V_K t$. Aus den Gl.4.2.31 und 4.2.32 folgt zunächst wegen

$$R(\xi = 0) = R(\tau = 0), \quad (4.2.33)$$

daß die Varianz σ^2 beider Signale gleich ist. Entsprechend der charakteristischen Zeitkonstante T in Gl.4.1.4 ist eine charakteristische Länge L zu definieren

$$L = \int_0^\infty \frac{R(\xi)}{R(0)} d\xi = \frac{1}{\sigma^2} \int_0^\infty R(\xi) d\xi. \quad (4.2.34)$$

Beide stehen im gleichen Verhältnis wie Periodendauer T_P und Wellenlänge λ beim Sinussignal, es gilt entsprechend Gl.4.2.29

$$L = T V_K. \quad (4.2.35)$$

Für das räumliche und zeitliche Leistungsdichespektrum folgt schließlich aus Gleichsetzen von

$$\sigma^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} S(\omega) d\omega = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} S(\omega) d(V_K \Omega) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} V_K S(\omega) d\Omega \quad (4.2.36)$$

mit

$$\sigma^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} S'(\Omega) d\Omega \quad (4.2.37)$$

der Zusammenhang

$$S'(\Omega) = V_K S(\omega) \quad \text{mit} \quad \Omega = \frac{\omega}{V_K}. \quad (4.2.38)$$

Das bedeutet, daß man aus Bordmessungen der zeitlichen Windgeschwindigkeitskomponenten in einem mit konstanter Geschwindigkeit fliegenden Flugzeug auf das räumliche Windfeld (an der durchflogenen Bahn) schließen kann. Dieses Meßergebnis kann in der Simulation verwendet werden, um bei beliebiger Bahngeschwindigkeit ein realistisches zeitliches Böensignal zu erzeugen.

Longitudinale und laterale AKF in Turbulenz

Oberhalb der Bodengrenzschicht ($H > 300$ m) kann der turbulente Anteil des Strömungsfeldes oft als annähernd homogen und isotrop bezeichnet werden. Seine statistischen Eigenschaften sind dann richtungsunabhängig. Daher gilt für die Geschwindigkeitskomponenten u_w , v_w und w_w

$$\sigma_u^2 = \sigma_v^2 = \sigma_w^2, \quad (4.2.39)$$

wie in Kap.[4.1.3](#) schon festgestellt. Das gleiche ist für die (longitudinalen) Autokorvarianzfunktionen in x -, y - und z -Richtung der Fall

$$R_u(\xi) = R_v(\eta) = R_w(\zeta) = \sigma^2 f(r). \quad (4.2.40)$$

Longitudinal bedeutet hier, daß jeweils die Geschwindigkeitskomponente in Korrelationsrichtung betrachtet wird. Da die Geschwindigkeitskomponenten statistisch voneinander unabhängig sind, gilt für die Kreuzkovarianzfunktionen

$$R_{uv} = R_{vw} = R_{wu} = 0. \quad (4.2.41)$$

Betrachtet man die Geschwindigkeitskomponenten normal zur Korrelationsrichtung, so spricht man von einer lateralen Autokovarianzfunktion. Auch diese sind in einem isotropen Feld untereinander gleich, es gilt

$$R_v(\xi) = R_w(\xi) = R_u(\eta) = R_w(\eta) = R_u(\zeta) = R_v(\zeta) = \sigma^2 g(r). \quad (4.2.42)$$

Zwischen $g(r)$ und $f(r)$ besteht nach [/Batchelor 53/](#) der Zusammenhang

$$g(r) = f(r) + \frac{r}{2} \frac{\partial f(r)}{\partial r}. \quad (4.2.43)$$

Die allgemeine Form der longitudinalen und der lateralen Autokorrelationsfunktion $f(r)$ und $g(r)$ zeigt Bild [4.22](#).

4.2.4 Das Dryden-Spektrum

Unter einer großen Zahl von Ansätzen zur Approximation realer Böen-Leistungsdichtespektren sind das v. Kármán-Spektrum und das Dryden-Spektrum am gebräuchlichsten. Für strukturdynamische Untersuchungen im Frequenzbereich (z. B. Lastberechnungen) wird das v. Kármán-Spektrum benutzt. Für flugmechanische Untersuchungen im Zeitbereich wird der Ansatz von Dryden auf Grund seiner Einfachheit bevorzugt [/Dryden 61/](#). Er besteht darin, daß die (räumliche) Autokovarianzfunktion durch eine Exponentialfunktion angenähert wird, und zwar wird für die longitudinale AKF angesetzt

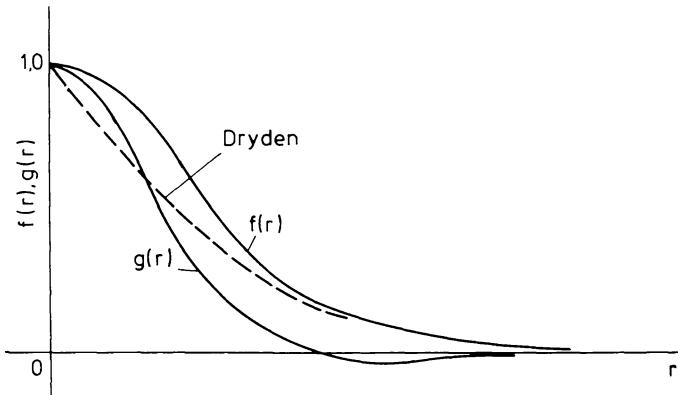


Bild 4.22 Allgemeine Form der Autokorrelationsfunktionen $f(r)$ und $g(r)$ (nach /Batchelor 53/)

$$f(r) = e^{-|r/L|}. \quad (4.2.44)$$

Das zugehörige Leistungsdichtespektrum hat eine quadratische Form

$$S'(\Omega) = \sigma^2 \int_{-\infty}^{+\infty} e^{-|r/L|} e^{-j\Omega r} dr = \sigma^2 \frac{2L}{1 + L^2\Omega^2}. \quad (4.2.45)$$

Entsprechend gilt für das Zeitsignal (mit Gl.4.2.38)

$$S(\omega) = \sigma^2 \int_{-\infty}^{+\infty} e^{-|\tau/T|} e^{-j\omega\tau} d\tau = \sigma^2 \frac{2T}{1 + T^2\omega^2}. \quad (4.2.46)$$

Beide Funktionen sind durch nur zwei Parameter, die Varianz σ^2 und die charakteristische Wellenlänge L , festgelegt. Ihr Zusammenhang wurde durch Bild 4.11 veranschaulicht. Bild 4.23 zeigt ein Dryden-Spektrum im Vergleich zu Meßdaten. Mit Gl.4.2.43 und 4.2.44 ergibt sich für die laterale AKF (quer zur Korrelationsrichtung) für $r > 0$

$$g(r) = \left(1 - \frac{r}{2L}\right) e^{-r/L}. \quad (4.2.47)$$

Die Abhängigkeit der Varianzen σ_u , σ_v und σ_w von der mittleren Windgeschwindigkeit, der Höhe, der Geländerauhigkeit und der Stabilität der Atmosphäre wurde im vorigen Abschnitt ausgeführt. Die charakteristische Wellenlänge L hängt im wesentlichen von der Höhe über Grund und der Stabilität der Atmosphäre, also dem Temperaturgradienten ab. Nach /Schänter 85/ kann diese im Mittel oberhalb von 150 m als konstant angenommen werden, während sie in der Bodengrenzschicht etwa linear mit der Höhe wächst. Daraus ergibt sich folgendes Modell:

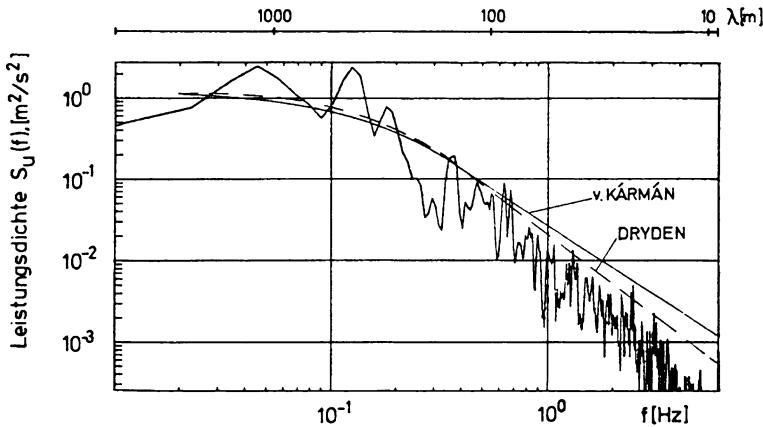


Bild 4.23 Vergleich des Leistungsdichtespektrums gemessener Luftturbulenz mit Näherungsansätzen nach v. Kármán und Dryden (nach [/Vörsmann Sw 80/](#)),
 $V_K = 60 \text{ m/s}$, $L_u = \lambda/2\pi \approx 100 \text{ m}$, $\omega_u = 2\pi f_u \approx 0,63 \text{ rad/s}$, bzw.
 $\Omega_u = \omega_u/V_K \approx 0,01 \text{ rad/m}$

$$\begin{aligned} L &= L(H = 10 \text{ m}) && \text{für } H < 10 \text{ m} \\ L &= K_w H && \text{für } 10 \text{ m} < H < 150 \text{ m} \\ L &= 150 \text{ m} && \text{für } H > 150 \text{ m}. \end{aligned}$$

Der Proportionalitätsfaktor K_w ist vom Zustand der Atmosphäre abhängig, er ist etwa eins in neutraler Atmosphäre und wächst mit zunehmender Stabilität. Die charakteristischen Wellenlängen in den drei Richtungen x , y , z sind in isotroper Atmosphäre gleich groß. Innerhalb der Bodengrenzschicht wird die z -Komponente L_w durch Wandeinfluß reduziert. Man kann mit $L_u = L$ ansetzen:

$$\begin{aligned} L_w &= 0,8L_u && \text{für } H < 10 \text{ m} \\ L_w &= (0,79 + 0,0014H)L_u && \text{für } 10 \text{ m} < H < 150 \text{ m} \\ L_w &= L_u && \text{für } H > 150 \text{ m}. \end{aligned}$$

Wie oben ausgeführt wurde, ist der an Bord eines Flugzeugs gemessene Wind abhängig von Flugbahn und Fluggeschwindigkeit. Oben wurde gezeigt, daß die AKF der gemessenen Windkomponente in Flugrichtung u_{Wk} sich von denen der Komponenten senkrecht dazu v_{Wk} und w_{Wk} unterscheiden. Das zugehörige Leistungsdichtespektrum für Turbulenzgeschwindigkeiten senkrecht zur Flugbahnrichtung ergibt sich nach [/Schänzer 85/](#) zu

$$S_v(\omega) = S_w(\omega) = \sigma_v^2 T \frac{1 + 3T^2\omega^2}{(1 + T^2\omega^2)^2}. \quad (4.2.48)$$

Zur Untersuchung von Flugeigenschaften wird in [/MIL-F-8785C 80/](#) das Dryden-Böenmodell mit Funktionen entsprechend Gl.4.2.46 und 4.2.48 definiert,

allerdings mit modifizierten Koeffizienten, da sich die Höhenabhängigkeit der charakteristischen Wellenlängen L_u, L_v, L_w so wie die der Verhältnisse von σ_u/σ_w und σ_v/σ_w von der hier angegebenen unterscheidet. Zusätzlich werden Turbulenzspektren für Roll-, Nick- und Giergeschwindigkeiten gegeben.

Für den Nachweis nach /CS-AWO 03/, daß ein Flugregler für automatische Landungen korrekt funktioniert, kann entweder das v. Kármán- oder das Dryden-Spektrum benutzt werden. Beim Dryden-Spektrum wird nicht nur für S_u sondern auch für S_v und S_w die quadratische Form entsprechend Gl.4.2.46 angesetzt. Auch die in /CS-AWO 03/ definierten Koeffizienten der Spektren weichen von den hier angegebenen ab.

4.2.5 Simulation von Turbulenz

Wird ein stochastisches Signal $x(t)$ über ein Filter mit der Übertragungsfunktion $F(j\omega)$ geführt, so entsteht an dessen Ausgang ein stochastisches Signal $u(t)$, dessen Leistungsdichtespektrum wie folgt von dem des Eingangssignals abhängt.

$$S_u(\omega) = F(j\omega)F(-j\omega)S_x(\omega) = |F(j\omega)|^2 S_x(\omega). \quad (4.2.49)$$

Das Formfilter hat genau dann eine rationale Übertragungsfunktion und ist damit realisierbar, wenn S_u und S_x gerade rationale Funktionen in ω sind, z. B.

$$S_u(\omega) = |F_u(j\omega)|^2 \quad S_x(\omega) = |F_x(j\omega)|^2. \quad (4.2.50)$$

Genau das ist der Fall bei den Leistungsdichtespektren nach Dryden. Ein zeitabhängiges Böensignal nach Dryden kann also simuliert werden durch Beaufschaltung eines Formfilters mit der Übertragungsfunktion

$$F(j\omega) = \frac{F_u(j\omega)}{F_x(j\omega)} \quad (4.2.51)$$

mit einem entsprechenden Eingangssignal, vgl. Bild 4.24. Ist $x(t)$ ein weißes Rauschsignal, so ergeben sich die Formfilter zu

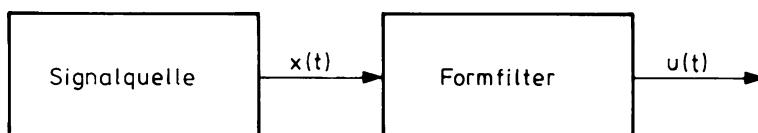


Bild 4.24 Zur Filterung stochastischer Signale

$$F_{uw}(j\omega) = \sqrt{2\sigma_u^2 T_u} \frac{1}{1 + j\omega T_u} \quad (4.2.52)$$

$$F_{vw}(j\omega) = \sqrt{\sigma_v^2 T_v} \frac{1 + j\omega\sqrt{3}T_v}{(1 + j\omega T_v)^2} = F_{ww}(j\omega). \quad (4.2.53)$$

Bei numerischer Simulation ist als Eingangssignal eine pseudostochastische Folge genügender Intervalldauer einzusetzen. Auf diese Weise können reale, im Fluge gemessene Böen durch Musterfunktionen ersetzt werden, die jederzeit durch Vorgabe von jeweils zwei Parametern generiert werden können. Die Tatsache, daß numerisch erzeugte Zufallsfolgen reproduzierbar sind, hat den weiteren Vorteil, daß auch bei kürzerer Simulationsdauer ein Ergebnisvergleich an Hand der Zeitverläufe des Ausgangssignals möglich ist.

Mit dem vorstehend beschriebenen Verfahren ist es zwar möglich, Zeitfunktionen mit vorgegebenem Leistungsdichtespektrum zu erzeugen, doch empfinden Piloten im Flugsimulator die mit einem Gaußprozeß simulierte Turbulenzbewegung als zu „gleichmäßig“. Sie vermissen plötzliche und unregelmäßig auftretende Änderungen der Böenintensität. [/Reeves Ca 74/](#) haben diese Unzulänglichkeit verdeutlicht, indem sie die mit einem gefilterten Gauß-Prozeß simulierten Signale mit einer gemessenen Turbulenzreihe verglichen haben – und zwar jeweils die zeitlichen Ableitungen, s. Bild 4.25.

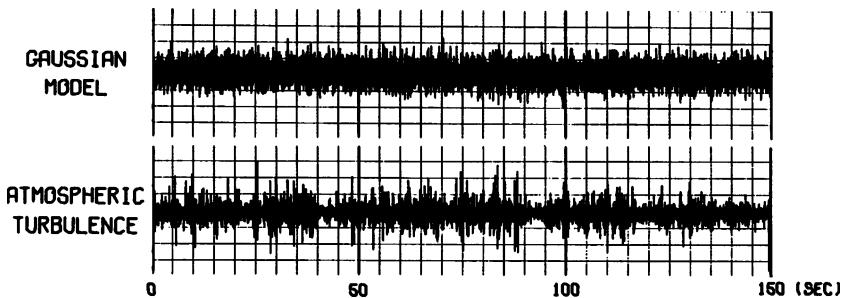


Bild 4.25 Vergleich gemessener atmosphärischer Turbulenz (*unten*) mit Gauß-verteiltem Rauschen (*oben*). Gezeigt ist jeweils die Ableitung der Windgeschwindigkeit nach der Zeit (aus [/Reeves Ca 74/](#))

Auf dem Gebiet der Modellierung von Wind und Turbulenz und insbesonders bei Modellierung und Messung von Wirbelschleppen hinter Großflugzeugen, konnten in den vergangenen Jahren erhebliche Fortschritte erzielt werden, wodurch Simulationsergebnisse den Messungen aus dem Flugversuch weiter angenähert werden konnten, s. [/Holley Br 77/](#), [/Hahn He 90/](#), [/Heintsch 94/](#), [/Knüppel 94/](#), [/Blume 94/](#), [/Fischenberg 02/](#) und [/Holzapfel 05/](#).

4.2.6 Instationäre Wirkung der Turbulenz

Trifft eine sprungförmige Vertikalbö auf den Flügel, so kann der Auftrieb der sprungförmigen Anstellwinkeländerung nur mit Verzögerung folgen. Grund dafür ist der verzögerte Aufbau des Zusatz-Wirbelsystems. Dieser Effekt wurde von Küssner durch eine recht aufwendige, von Machzahl und Flügelstreckung abhängige Funktion, die sogenannte Küssner-Funktion beschrieben, s. /[Küssner 36](#)/. Diese lässt sich bei einem Fehler von bis zu 10% durch eine Exponentialfunktion approximieren, vgl. Bild 4.26a,

$$\Psi(t) = 1 - e^{-t/T} \quad \text{mit} \quad T = \frac{\bar{c}}{2V_A} T^*, \quad (4.2.54)$$

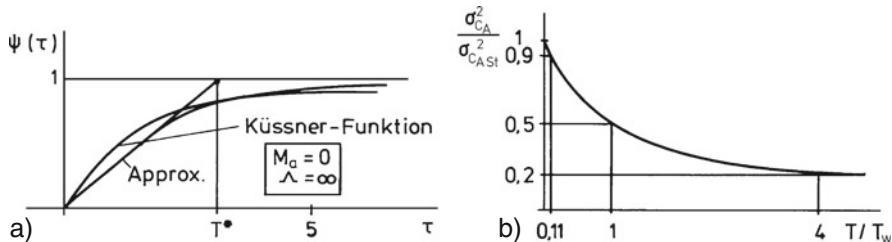


Bild 4.26 Instationäre Böenwirkung a) Küssner-Funktion, b) Abminderung höherfrequenter Böenlasten (nach /[Schänzer 85](#)l/)

worin T die Zeitkonstante ist, die als Vielfaches der Zeit T^* angegeben wird, die das Flugzeug braucht um eine halbe Flügeltiefe zurückzulegen. Der Wert von T^* ist abhängig von der Machzahl M und der Flügelstreckung Λ und liegt zwischen 2 und 6. Die Sprungantwort des Auftriebs auf eine Anstellwinkelbö α_W ergibt sich damit zu

$$\Delta C_A(t) = \Delta C_{A\infty} \Psi(t) = C_{A\alpha} \hat{\alpha}_W \left[1 - e^{-t/T} \right]. \quad (4.2.55)$$

Durch Laplace-Transformation folgt hieraus

$$\Delta C_A(s) = C_{A\alpha} \frac{1}{1 + Ts} \alpha_W(s) = \frac{C_{A\alpha}}{1 + Ts} \alpha_W(s) = F_{C_A}(s) \alpha_W(s). \quad (4.2.56)$$

Die Übertragungsfunktion $F_{C_A}(s)$ ist für beliebige Signale gültig, somit auch für stochastische Böen. Wird für letztere ein Dryden-Spektrum nach Gl.4.2.44 angenommen, so ergibt sich das Leistungsdichtespektrum des Zusatzauftriebs am Flügel entsprechend Gl.4.2.49

$$\begin{aligned} S_{C_A}(\omega) &= F_{C_A}(j\omega) F_{C_A}(-j\omega) S_{\alpha_W}(\omega) \\ &= 2\sigma_w^2 \frac{T_w}{V_A^2} \frac{1}{1 + T_w^2 \omega^2} \frac{C_{A\alpha}^2}{1 + T^2 \omega^2}. \end{aligned} \quad (4.2.57)$$

Dryden Küssner

Die Integration dieses Ausdrucks entsprechend Gl.4.1.7 liefert nach /Schänzer 85/ die einfache Beziehung für die Varianz des Zusatzauftriebs

$$\sigma_{C_A}^2 = \sigma_w^2 \frac{C_{A\alpha}^2}{V_A^2} \frac{1}{1 + T/T_w}. \quad (4.2.58)$$

Bezieht man $\sigma_{C_A}^2$ auf die Varianz im Fall stationärer Aerodynamik $\sigma_{C_{A\text{St}}}^2$, die man aus Gl.4.2.58 für $T = 0$ erhält, dann folgt daraus das Verhältnis

$$\frac{\sigma_{C_A}^2}{\sigma_{C_{A\text{St}}}^2} = \frac{1}{1 + T/T_w}, \quad (4.2.59)$$

das in Bild 4.26b dargestellt ist. Dieses ist abhängig von dem Verhältnis der Zeitkonstanten T und T_w

$$\frac{T}{T_w} = \frac{\bar{c}T^*/2V_A}{L_w/V_A} = \frac{\bar{c}}{2L_w} T^*. \quad (4.2.60)$$

Böen kleiner Wellenlänge L_w werden also durch die instationären Effekte besonders stark abgemindert. Nach Kap.4.2.4 ist die charakteristische Wellenlänge klein bei instabiler Atmosphäre und in Bodennähe. Die Abminderung des Böeneinflusses ist also in Bodennähe besonders stark, das ist von großem Vorteil und ermöglicht präzise Landungen selbst bei starker Turbulenz. Bei der numerischen Simulation lassen sich die durch die Küssner-Funktion beschriebenen instationären Effekte relativ einfach berücksichtigen durch Filterung der Böensignale entsprechend Gl.4.2.51.

Instationäre aerodynamische Wirkungen treten stets dann in Erscheinung, wenn die Strömungsverhältnisse plötzlichen oder höherfrequenten Änderungen unterworfen werden. Sie sind also auch zu berücksichtigen bei schneller Anstellwinkeländerung auf Grund der Flugzeugbewegung oder bei der schnellen Ansteuerung von Flügelklappen. Diese instationären Effekte können durch die Wagner-Funktion beschrieben werden (vgl. /Wagner 25/), die die instationären Luftkräfte für den Fall des auf- und abbewegten Flügels angibt – in ähnlicher Weise wie es die Küssner-Funktion bei instationärer Anströmung macht. Für die Darstellung der instationären Einflüsse in der Flugimulation sei auf die Literatur verwiesen, z. B. /Kaufmann 86/.

Schließlich werden durch höherfrequente Turbulenz die elastischen Freiheitsgrade des Flugzeugs angeregt. Auf die Wechselwirkung zwischen Aerodynamik und Strukturdynamik wurde schon in Kap.3.5.3 hingewiesen. Für eine ausreichend genaue Beschreibung der daraus resultierenden Wirkungen ist eine ausführliche Modellierung sowohl der elastischen Freiheitsgrade als auch der instationären Aerodynamik erforderlich. Auch hierfür sei auf die Literatur verwiesen /Bisplinghoff 62/, /Försching 74/.

Mehrpunktmodell

Der quasistationäre Ansatz der aerodynamischen Wirkungen auf das Gesamtflugzeug stellt eine starke Näherung dar. Das betrifft sowohl die Wirkung von Turbulenz als auch die in Kap.3.3 behandelten Wirkungen der Abwindverzögerung und der Flugzeugrotation. Hier kann die getrennte Modellierung der aerodynamischen Wirkungen auf die Bauteile des Flugzeugs, z. B. auf linken und rechten Flügel, Rumpf, Seiten- und Höhenleitwerk, weiterführen, wie es auch in Kap.3.2 schon bezüglich Flügel und Höhenleitwerk eingeführt wurde.

Zur Realisierung eines solchen Mehrpunktmodells ist der lokale Anströmgeschwindigkeitsvektor für jeden Punkt (Bauteil) zu berechnen nach der generellen Beziehung

$$\vec{V}_A = \vec{V}_K - \vec{V}_W. \quad (1.2.18)$$

Hierin ist \vec{V}_K gleich der lokalen Körpergeschwindigkeit einschließlich des Anteils aus der Flugzeugrotation und evtl. sogar der elastischen Verformung. \vec{V}_A enthält außer dem Wind auch die Rückwirkungen des Flugzeugs auf das Strömungsfeld. Hierin wären also die lokale Wirkung von Abwind und Abwindverzögerung (vertikal und horizontal), von Triebwerkseinfluß und von Bodeneffekt zu berücksichtigen.

Aus der örtlichen Anströmung sind für jedes Bauteil die lokalen Kräfte und Momente zu bestimmen, die dann für das Gesamtflugzeug zusammengefaßt werden. Hieraus ist sowohl die Starrkörperbewegung als auch die elastische Verformung zu berechnen /Brockhaus 90/. Verschiedene Ansätze für ein Mehrpunktmodell wurden sowohl zur Identifizierung der Flugzeugkenngrößen /Proskawetz 89/ als auch zur genaueren numerischen Simulation /Kaufmann Ki 90/ erfolgreich eingesetzt. Mit der stetigen Zunahme der verfügbaren Rechenleistung sind heute Mehrpunktmodelle auch in Echtzeit realisierbar. Selbst noch aufwendigere aerodynamische Modelle, können in Echtzeitsimulationen verwendet werden. Dazu gehören die Streifentheorie (*strip theory*) oder das Tragflächenverfahren von Truckenbrodt (*lifting surface method*), das die gegenseitigen Interferenzen der einzelnen Flugzeug-Bauteile berücksichtigt, s. /Rüther-Kindel 07/. Diese Methoden wurden beispielsweise in verschiedenen Flugsimulatoren zur Untersuchung von Einflügen in Wirbelschleppen großer Transportflugzeuge im Rahmen des europäischen Forschungsprojekts S-WAKE verwendet /de Bruin 03/. Nachteile beider Methoden sind, daß sie erstens nur für reibungsfreie Strömung gelten und deshalb der Widerstand mit anderen Verfahren zusätzlich modelliert werden muß und daß zweitens der Modellierungs- und Validierungsaufwand recht hoch ist.

Literaturverzeichnis zu Kapitel 4

- Alles, W.: Ein Beitrag zur Untersuchung des dynamischen Verhaltens eines geregelten Flugzeugs unter Scherwindeinfluß. SFB 58 FB-80-07-01, TU Braunschweig, 1980.
 Badner, J.: Low level windshear: a critical review. NOAA Techn. Memo. NWS FCST-23, Silver Spring, Madison 1979.

- Barth, H., Brockhaus, R., Lonn, E., Wüst, P.: Entwurf und Erprobung von Schätzverfahren zur Ermittlung von Wind- und Böenstörungen zur Störgrößenkompensation in Flugregelsystemen. ZTL-Bericht, Bodenseewerk, Überlingen 1976.
- Batchelor, G.K.: The theory of homogenous turbulence. Cambridge University Press, Cambridge 1953.
- Bisplinghoff, R.L.: Principles of aeroelasticity. Wiley, New York 1962.
- Blume, R.: Modellierung von Wirbelschleppen für die Echtzeitflugsimulation. 4. Braunschweiger Aerospace Symposium, TU Braunschweig 1994.
- Bray, R.S.: A method for three-dimensional modeling of wind-shear environments for simulator applications. NASA TM 85969, 1984.
- Buchholz, J., Rußow, J.: Flug im stationären Windfeld. Z. Flugwiss. Weltraumforsch. 15, S. 323–326, 1991.
- Davenport, A.G.: The prediction of risk under wind loading. 2. Int. Conf. on Struct. Safety and Reliability, München 1977.
- de Bruin, A.C. et al.: S-Wake – Assessment of Wake Vortex Safety. Publishable Summary Report, NLR-TP-2003-243, National Aerospace Laboratory NLR, Amsterdam 2003.
- Dryden, H.L.: A review of the statistical theory of turbulence. Turbulence – classic papers on statistical theory, New York: Interscience Publishers, Inc., 1961 (Nachdruck aus Quart. Appl. Math. I, S7-42, 1943)
- Eliassen, A., Petersen, K.: Meteorology, Vol. II, Universitetsforlaget, Oslo 1977.
- Etkin, B.: Dynamics of atmospheric flight. Wiley, London 1972.
- Etkin, B.: Critical aspects of trajectory prediction: flight in non-uniform wind. AGARD-AG 301 vol. 1, 1990.
- Fischenberg, D.: Bestimmung der Wirbelschleppencharakteristik aus Flugmessdaten. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, DGLR-Jahrbuch 2002, Stuttgart 2002.
- Fortak, H.: Meteorologie. 2. erw. Auflage, Dietrich Reimer Verlag, Berlin 1982.
- Hahn, K.-U., Kaufmann, B., Schänzer, G., Swolinsky, M.: Wind models for flight simulation. AGARD-AG 301 vol. 1, 1990.
- Hahn, K.-U.: Beiträge zur Flugleistungsbestimmung beim Startsteigflug unter Berücksichtigung variabler Windeinflüsse. Dissertation, TU Braunschweig 1988.
- Heintsch, T.: Beiträge zur Modellierung von Wirbelschleppen zur Untersuchung des Flugzeugverhaltens beim Landeanflug. Dissertation, TU Braunschweig 1994.
- Holley, W.E., Bryson, A.E.: Wind modeling and lateral control for automatic landing. Journal Spacecraft Vol.14, S. 65–72, 1977.
- Holzapfel, F.: Aircraft Wake Vortex Evolution and Prediction, Habilitationsschrift, Technische Universität München, Oktober 2005.
- Kaufmann, B., Kindel, W.: Modelling of interaction between wind and aircraft on a research flight simulator. Second Braunschweig Aerospace Symposium, TU Braunschweig 1990.
- Kaufmann, B.: Atmospheric turbulence and unsteady aerodynamics in aircraft simulation. 2^e Colloque International „La Sécurité Aérienne“, Toulouse 1986.
- Knüppel, A., Martens, D., Siemer, A.H.: Stability model of the atmosphere. AGARD Workshop on Stability in Aerospace Systems, Toulouse 1992.
- Knüppel, A.: Validierung von Modellen der Flugzeugmechanik in turbulenten Windfeldern. 4. Braunschweiger Aerospace Symposium, TU Braunschweig 1994.
- Krauspe, P., Swolinsky, M., Vörsmann, P.: Windmessungen bei Start und Landung zur Analyse von Scherwindsituationen. DGLR Jahrestagung, Aachen 1981.
- Krauspe, P.: Beiträge zur Längsbewegung von Flugzeugen in Windscherungen. Dissertation, TU Braunschweig 1983.
- Küssner, H.G.: Zusammenfassender Bericht über den instationären Auftrieb von Flügeln. Luftfahrtforschung, Bd. 13, Nr. 12, Dezember 1936.
- Lorenz, E.N.: Predictability of geophysical flows. In: Turbulence and predictability in geophysical fluid dynamics and climate dynamics. North-Holland, Amsterdam 1985.
- Monin, A.S., Yaglom, A.M.: Statistical fluid mechanics: mechanics of turbulence, Vol. 1 and 2. MIT-Press, Cambridge 1971/75.

- Panofsky, H.A., Dutton J.A.: Atmospheric turbulence. Wiley, New York 1984.
- Pritchard, F.E. et al.: Spectral and exceedance probability models of atmospheric turbulence for use in aircraft design and operation. WP-AFB, Ohio, USA AFFDL-TR-65-122, 1965.
- Reeves, P.M., Campbell, G.S.: Development and application of a non-Gaussian atmospheric turbulence model for use in flight simulators. NASA CR-2451, Washington 1974.
- Reynolds, W.C.: The potential and limitations of direct and large eddy simulations. In: Lumly, J.L. (Ed.): Whither turbulence? Turbulence at the crossroads. Springer, Berlin 1990.
- Rüther-Kindel W.: Beiträge zur flugmechanischen Modellierung in zeitvariablen, räumlichen Windfeldern für die Echtzeit-Flugsimulation, Dissertation, Technische Universität, Berlin 2007.
- Schänzer, G.: Böenmodelle in der Flugdynamik. Z. Flugwiss. Weltraumforsch. 1, S. 177–185, 1977.
- Schänzer, G.: Influence of windshear on flight safety. In AGARD-CP-347, 1983.
- Schänzer, G.: Abschätzung von stochastischen Böenlasten unter Berücksichtigung instationärer Luftkräfte. Z. Flugwiss. Weltraumforsch. 9 S. 167–178, 1985.
- Schilling, V.K.: Motion and decay of trailing vortices within the atmospheric surface layer. Beitr. Physik d. Atmosph. 65, S. 157–169, 1992.
- Stull, R.B.: Boundary layer meteorology. Kluver Acad. Publ., Dordrecht 1988.
- Swolinsky, M.: Beiträge zur Modellierung von Scherwind für Gefährdungsuntersuchungen. Dissertation, TU Braunschweig 1986.
- Troen, I., Petersen, E.L.: European wind atlas. Commission of the European Communities, Brüssel 1989.
- Vörsmann, P., Swolinsky, M.: Wind-shear detection from PCM-recorded MLS-flight data. ICAS-Kongress, München 1980.
- Vörsmann, P.: Ein Beitrag zur bordautonomen Windmessung. Dissertation, TU Braunschweig 1984.
- Wagner, H.: Über die Entstehung des dynamischen Auftriebes von Tragflügeln. Z. angew. Math. Mechanik, Bd. 5, Heft 1, Februar 1925.
- Williams, D.A.: The analysis of random data. AGARDograph 160 vol. 14, Paris 1981.
- Wittich, K.P., Hartmann, J., Roth, R.: On nocturnal wind shear with a view to engineering applications. Boundary Layer Meteorology 37, S. 215–227, 1986.
- Woodfield, A.A., Woods, J.F.: Worldwide experience of wind shear during 1981–1982. in AGARD-CP-347, 1983.
- Flight in Turbulence. AGARD-CP-140, 1973.
 - Certification Specification for All Weather Operations, CS-AWO. European Aviation Safety Agency (EASA), Brüssel 2003.
 - Wind shear. ICAO-Circular 186-AN/122, 1987.
 - Manual on Low-level Wind Shear and Turbulence. ICAO-Doc 9817, 1st Edition, 2005.

Kapitel 5

Nichtlineare Bewegungsgleichungen

Nachdem in den vorangegangenen Kapiteln alle Ein- und Ausgangsgrößen des Prozesses Flugzeugbewegung eingeführt und die äußeren Kräfte und Momente erläutert wurden, soll hier das nichtlineare Differentialgleichungssystem der Flugzeugbewegung in sechs Freiheitsgraden zusammengestellt werden, siehe z. B. [/Brockhaus 77/](#) und [/Hafer Ni 63/](#). Der Gleichungsansatz geschieht unter folgenden, vereinfachenden Annahmen:

1. Die Erde wird als ruhend und eben betrachtet, d. h. erstens: das erdfeste und alle erdfesten Koordinatensysteme sind Inertialsysteme, und zweitens: die Zentrifugalkraft, die beim Flug in konstanter Höhe um das Erdellipsoid entsteht, wird nicht berücksichtigt. Die Fehler, die bei Fluggeschwindigkeiten im Unter- und Transsonnenschallbereich entstehen, sind vernachlässigbar klein.
2. Das Flugzeug wird als starrer Körper angenommen, elastische Freiheitsgrade von Flügel, Rumpf und Leitwerk werden vernachlässigt. Solange die Eigenfrequenzen der elastischen Schwingungen deutlich höher liegen als die der Starrkörperbewegung und diese nicht gezielt durch Steuerausschläge angeregt werden, ist diese Annahme gerechtfertigt.
3. Änderungen der Flugzeugmasse und der Schwerpunktage (z. B. durch Lastenabwurf oder Treibstoffverbrauch) werden nicht berücksichtigt.
4. Das Flugzeug ist bezüglich seiner x - z -Ebene symmetrisch, damit verschwinden die Deviationsmomente I_{xy} und I_{yz} .
5. Der Drall der rotierenden Triebwerke wird vernachlässigt. Bei kleinen, schubstarken Flugzeugen kann diese Vereinfachung zu ungenauen Ergebnissen führen (Kreiselkopplungen).
6. Alle an den verschiedenen Teilen des Flugzeugs angreifenden Kräfte werden zu Resultierenden zusammengefaßt und auf den Schwerpunkt bezogen. Dieses Einpunktmodell ist gültig, solange die Aerodynamik als quasistationär angenommen werden kann (vgl. [Kap.3.3.2](#)).
7. Die Erzeugung aerodynamischer Kräfte durch die Anströmung von Flügel, Leitwerk und Rumpf wird als quasistationär angenommen, instationäre Effekte werden vernachlässigt. Das ist zulässig, solange die Wellenlänge ungleichförmiger Anströmung größer ist als die achtfache Flügeltiefe.

8. Die gegenseitige Beeinflussung von Flugzeugumströmung und Triebwerksstrahl wird vernachlässigt. Das führt u. a. bei kleinen, propellergetriebenen Flugzeugen zu Fehlern.
9. Die Wechselwirkung zwischen Flugzeug und Boden (bei Start und Landung) wird vernachlässigt, das betrifft sowohl den Bodeneffekt als auch die Fahrwerkskräfte.

Die Bewegung des starren Flugzeugs wird verursacht durch die an seinem Schwerpunkt angreifenden Kräfte und Momente. Diese setzen sich aus drei Anteilen zusammen:

- die aerodynamischen Kräfte und Momente, hervorgerufen durch die Anströmung von Flügel, Leitwerk und Rumpf,
- die durch den Triebwerksschub verursachten Kräfte und Momente,
- die Flugzeugmasse (Gewicht).

Die beiden ersten Anteile sind komplizierte, multidimensionale, nichtlineare Funktionen und können nur näherungsweise angegeben werden; sie werden üblicherweise auf ihre wesentlichen Einflüsse reduziert und in erster Näherung durch einen linearen Ansatz beschrieben, wie in [Kap.3.3](#) und [3.4](#) geschehen.

Aus den hier und z. T. schon in [Kap.2](#) hergeleiteten Gleichungen ist im [Anhang A.1.2](#) ein in sich geschlossenes Gleichungssystem zusammengestellt. Dieses eignet sich auch als Grundlage für eine numerische Simulation der Flugzeugbewegung.

5.1 Zusammenstellung der Kräfte- und Momentengleichungen

Die Grundgleichungen der Flugmechanik sind die Bewegungsdifferentialgleichungen, die aus dem Kräfte- und Momentengleichgewicht resultieren. Dazu kommen Geschwindigkeitsbeziehungen und Winkelbeziehungen. Mit diesem Gleichungssatz kann die Bewegung des Flugzeugs im Raum beschrieben werden. Es kann aber auch zur Lösung anderer Aufgaben genutzt werden, wie beispielsweise zum Berechnen von Flugleistungen oder dem Entwurf von Steuerflächen und Leitwerken.

Die Bewegungsgleichungen ergeben sich aus dem Kräfte- und Momentengleichgewicht um den Schwerpunkt:

$$\frac{d\vec{I}}{dt} = m \frac{d\vec{V}_K}{dt} = \vec{R}^A + \vec{F} + \vec{G} \quad (5.1.1)$$

und

$$\frac{d\vec{B}}{dt} = \underline{T} \frac{d\vec{\Omega}_K}{dt} = \vec{Q}^A + \vec{Q}^F. \quad (5.1.2)$$

Auf der linken Seite steht die Ableitung des Impulses \vec{I} (\vec{I} ist das Produkt aus Masse m und Bahngeschwindigkeitsvektor \vec{V}_K) bzw. die Ableitung des Dralles \vec{B} (\vec{B} ist das Produkt aus Trägheitstensor \underline{T} und Drehgeschwindigkeitsvektor $\underline{\omega}_K$) und auf der rechten Seite stehen die an einem Flugzeug angreifenden Kräfte:

- Luftkraft \vec{R}^A ,
- Antriebskraft (Schub) \vec{F} ,
- Gewichtskraft \vec{G} ,

und die Momente

- aerodynamisches Moment \vec{Q}^A ,
- Schubmoment \vec{Q}^F .

Die Luftkraft und Antriebskraft werden auch „äußere Kräfte“ genannt und ihre Summe wird nach [/DIN 9300 – 1/](#) als die „resultierende Kraft“ \vec{R} bezeichnet.

Um mit diesem Gleichungssystem arbeiten zu können, müssen alle Kräfte und Momente in dem selben Koordinatensystem vorliegen. Welches dafür am geeignetesten ist, wird im folgenden Abschnitt erklärt. Die Wahl des Koordinatensystems entscheidet auch über die Zustandsgrößen des Differentialgleichungssystems.

5.1.1 Wahl des Koordinatensystems

Die einzelnen Kräfte und Momente (Gewichtskraft, Schubkraft, Schubmoment und aerodynamische Kräfte und Momente) wirken in unterschiedlichen Richtungen. Für jede Größe gibt es ein Koordinatensystem, in dem sie sich besonders einfach beschreiben lässt, vgl. [Kap.2.2](#). Bei der Wahl eines gemeinsamen Koordinatensystems zur Beschreibung der Flugzeubewegung ist daher stets ein Kompromiß zu schließen.

Die Flugbahn wird sinnvollerweise in erdfesten Koordinaten beschrieben. Das Gewicht sowie Wind und Turbulenz sind auf die Erde bezogen und am einfachsten im erdfesten Koordinatensystem zu beschreiben. Im erdlosfesten KS entfällt (bei Annahme der Erde als Inertialsystem) der komplizierte Euler-Term bei der Ableitung von Vektoren nach der Zeit. Dafür müssen aber die aerodynamischen Größen über α und β sowie die Eulerwinkel transformiert werden und der Trägheitstensor wird zeitvariabel. Um die aerodynamischen Einflüsse möglichst einfach beschreiben zu können, wäre ein flugwindfestes Koordinatensystem zu verwenden. Das hätte allerdings den gravierenden Nachteil, daß Gewichtskraft, Triebwerksschub und die Trägheitsmomente zu transformieren sind, was die Gleichungen sehr verkompliziert. Außerdem wird der Euler-Term von den nicht direkt meßbaren Drehgeschwindigkeiten $\dot{\gamma}_A$, $\dot{\chi}_A$ und $\dot{\mu}_A$ abhängig.

Als Kompromiß bietet sich ein flugzeugfestes Koordinatensystem (f-KS) an. Diese Wahl ist für flugdynamische Untersuchungen üblich [/Schulz, 45/](#). Die

Trägheitsmomente sind konstant und die Euler-Terme enthalten die meßbaren Größen p_K , q_K und r_K sowie die flugzeugfesten Komponenten von \bar{V}_K . Der Schub wirkt näherungsweise flugzeugfest und die aerodynamischen Größen brauchen nur über die Winkel α und β transformiert zu werden. Auch die Gewichtskraft lässt sich einfach ins f-KS transformieren.

Aus diesen Gründen werden auch hier das Kräfte- und Momentengleichgewicht im f-KS aufgestellt. Das führt auf einen Zustandsvektor, dessen Elemente ausschließlich Inertialgrößen sind, d. h. die Bewegung gegenüber dem Inertialraum beschreiben. Die Differentialgleichungen für den Wind und für die Flugbahn werden dagegen in erdlotfesten Koordinaten beschrieben. Schließlich ist die Differentialgleichung für die Lagewinkel gleich der Definitionsgleichung in [Kap.2.3.4](#).

5.1.2 Gleichungsansatz

Die aerodynamischen Kräfte und Momente sind nichtlineare Funktionen der Relativbewegung zwischen Flugzeug und umgebender Luft. Sie werden bezogen auf

- den Staudruck $\bar{q} = \frac{\rho}{2} V_A^2$,
- die Flügelfläche S ,
- die Flügeltiefe \bar{c} bzw. die Halbspannweite $s = b/2$

und sie werden durch dimensionslose Beiwerte C_i ausgedrückt.

Es wird hier der häufige Fall angenommen, daß die Beiwerte in experimentellen Koordinaten angegeben werden, so, wie sie im Windkanal gemessen werden, d. h. C_A und C_W sind in der Flugzeugsymmetriebene definiert und C_Q senkrecht dazu. Damit gilt für den Vektor der aerodynamischen Kräfte

$$\vec{R}_f^A = \begin{bmatrix} X^A \\ Y^A \\ Z^A \end{bmatrix}_f = \underline{M}_{fe} \begin{bmatrix} -W \\ Q \\ -A \end{bmatrix}_e = \frac{\rho}{2} V_A^2 S \underline{M}_{fe} \begin{bmatrix} -C_W(M, \alpha, \dot{\alpha}, q_A, i_H, \eta, \kappa, \dots) \\ C_Q(M, \beta, \dot{\beta}, p_A, r_A, \xi, \zeta, \dots) \\ -C_A(M, \alpha, \dot{\alpha}, q_A, i_H, \eta, \kappa, \dots) \end{bmatrix}_e \quad (5.1.3)$$

Für den Vektor der aerodynamischen Momente gilt, wobei die Beiwerte in experimentellen Achsen angenommen werden

$$\vec{Q}_f^A = \begin{bmatrix} L^A \\ M^A \\ N^A \end{bmatrix}_f = \frac{\rho}{2} V_A^2 S \underline{M}_{fe} \begin{bmatrix} b/2 C_l(M, \beta, \dot{\beta}, p_A, r_A, \xi, \zeta, \dots) \\ \bar{c} C_m(M, \alpha, \dot{\alpha}, q_A, i_H, \eta, \kappa, \dots) \\ b/2 C_n(M, \beta, \dot{\beta}, p_A, r_A, \xi, \zeta, \dots) \end{bmatrix}_e \quad (5.1.4)$$

Die aerodynamischen Beiwerte und ihre Derivate sind für jede Flugzeugkonfiguration und jeden Betriebspunkt den Datenblättern des jeweiligen Flugzeugs zu

entnehmen. Hierbei ist zu beachten, in welchen Koordinaten sie angegeben sind; sie sind gegebenenfalls umzurechnen.

Die Beiwerte sind nichtlineare Funktionen von Machzahl, Anstell- und Schiebewinkel und der relativen Drehgeschwindigkeit zwischen Flugzeug und Luft p_A , q_A , r_A . Über diese Größen greifen die von der Luftbewegung verursachten Störungen ein. Sie sind weiter abhängig von den Ausschlägen der aerodynamischen Ruder und Klappen ξ , ζ , η , i_H und κ , vgl. Kap.3.3 und 3.4. Letztere sind neben dem Triebwerksschub die manipulierbaren Eingangs-(Stell-)größen, die zur Regelung eingesetzt werden können.

Die Vektoren von Schubkraft und Schubmoment sind Funktionen der Umgebungsbedingungen (Luftdichte, Machzahl, Anströmung), des Drosselgrades δ_F und der Flugzeuggeometrie, vgl. Kap.3.6

$$\vec{F} = \vec{F}(\rho, M, \alpha, i_F, \delta_F, \dots) \quad (5.1.5)$$

$$\vec{Q}^F = \vec{Q}^F(\rho, M, \alpha, i_F, y_F, z_F, \delta_F, \dots). \quad (5.1.6)$$

Wird die Wechselwirkung zwischen Triebwerksstrahl und Flugzeugumströmung (Aerodynamik) vernachlässigt ($\vec{R}_f^{FA} = 0$, $\vec{Q}_f^{FA} = 0$), so gilt in flugzeugfesten Achsen (vgl. auch Gln.3.6.14 und 3.6.15)

$$\vec{F}_f = \begin{bmatrix} \cos i_F \\ 0 \\ -\sin i_F \end{bmatrix} F_{\text{res}} \quad (2.5.4)$$

$$\vec{Q}_f^F = \begin{bmatrix} -y_F \sin i_F \\ z_F \cos i_F \\ -y_F \cos i_F \end{bmatrix} F_{\text{res}}. \quad (2.5.5)$$

Hierin ist F_{res} der resultierende (Netto-)Schub aller Triebwerke. Er ist entsprechend Gl.5.1.5 mit Hilfe der Drosselstellung δ_F ansteuerbar. Die Beeinflussung des Schubes ist die wichtigste Stellgröße, da allein mit ihrer Hilfe dem Flugzeug Energie zugeführt werden kann.

Die Kräfte- und Momentengleichungen sind zwecks besserer Übersicht in Bild 5.1 als Blockschaltbild dargestellt. Die Eingangsgrößen zu diesen Gleichungen bilden die Vektoren \vec{V}_W und $\vec{\Omega}_W$, d. h. die Ausgangsgrößen des Windprozesses (aus Gln.1.2.18 und 2.2.35), außerdem die örtlichen Umgebungsbedingungen (Luftdichte ρ , Temperatur T) und die Stelleingänge (ξ , ζ , η , i_H , κ und δ_F). Die Ausgangsgrößen sind die Kräfte- und Momentenvektoren nach Gln.5.1.3, 5.1.4, 3.6.14 und 3.6.15. Sie sind die Eingangsgrößen zu den im folgenden Abschnitt eingeführten Zustandsgleichungen.

Wird das Blockschaltbild der aerodynamischen Wirkungen von Bild 3.36 auf lineare Abhängigkeiten der Kräfte und Momente reduziert, so ergibt sich die untere Hälfte von Bild 5.1. Aus Kap.3.6 folgt in ähnlicher Weise für das Triebwerk die obere Hälfte von Bild 5.1. Die beiden Blöcke „Triebwerk“ und „Aerodynamik“

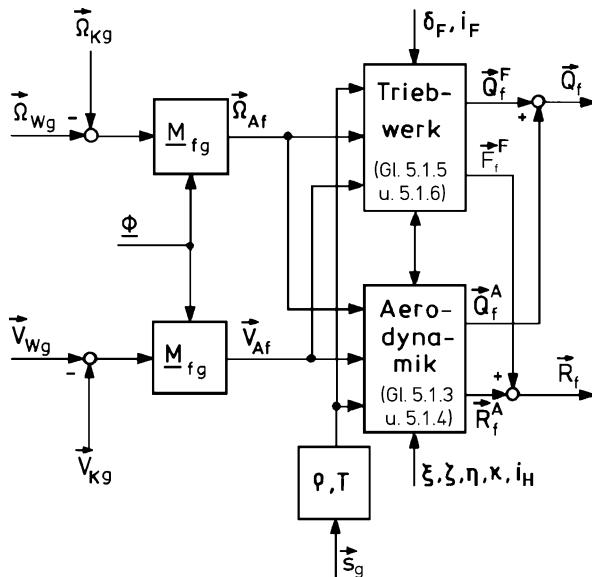


Bild 5.1 Reduziertes Blockschaltbild von Triebwerk und Aerodynamik

enthalten jeweils sehr aufwendige, vieldimensionale mathematische Modelle, die hier nur vereinfacht wiedergegeben werden können, soweit es für den Reglerentwurf nötig ist.

Schließlich wird noch der Vektor der Gewichtskraft benötigt. Er lautet in geodätsischen Koordinaten einfach

$$\vec{G}_g = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix}. \quad (5.1.7)$$

5.2 Die Zustandsgleichungen der Flugzeugbewegung

5.2.1 Differentialgleichung für die Translationsgeschwindigkeit

Die in sechs Freiheitsgraden ablaufende Bewegung des starren Flugzeugs wird durch vier Vektor-Differentialgleichungen beschrieben. Die erste dieser Gleichungen folgt aus dem Impulssatz und beschreibt das Kräftegleichgewicht im Flugzeugschwerpunkt. Wird sie in einem bewegten Koordinatensystem beschrieben, so ist die zeitliche Ableitung der Geschwindigkeit entsprechend Kap.2.3.1 und Gl.2.3.5 zu bilden. Betrachtet man die Erde als ruhend (Inertialsystem), so lautet Gl.5.1.3 in allgemeinen Koordinaten (Index n)

$$m \left(\frac{d\vec{V}_K}{dt} \right)_n^g = m \left[\left(\frac{d\vec{V}_K}{dt} \right)_n^n + \vec{\Omega}_n^{gn} \times \vec{V}_{Kn} \right] = \underline{M}_{ne} \vec{R}_e^A + \underline{M}_{nf} \vec{F}_f + \underline{M}_{ng} \vec{G}_g . \quad (5.2.1)$$

Zur Indizierung sei auch auf die Bemerkungen in [Kap.2.3.1](#) verwiesen. Z. B. ist $\vec{\Omega}_n^{gn}$ der Drehvektor des n-Koordinatensystems relativ zur Erde (g), gemessen im n-Koordinatensystem. Also ist

$$\vec{\Omega}_f^{gf} = \vec{\Omega}_{Kf} = [p_K \ q_K \ r_K]_f^T \quad (5.2.2)$$

der Vektor der flugzeugfest (f) meßbaren Drehgeschwindigkeiten (f gegenüber g). Zunächst wird Gl.[5.2.1](#) in flugzeugfesten Koordinaten geschrieben, sie lautet dann ausführlich nach Umstellung und Division durch die Masse m

$$\begin{aligned} \left(\frac{d\vec{V}_K}{dt} \right)_f^f &= \begin{bmatrix} \dot{u}_K \\ \dot{v}_K \\ \dot{w}_K \end{bmatrix}_f^f \\ &= \frac{1}{m} \underline{M}_{fe} \begin{bmatrix} X^A \\ Y^A \\ Z^A \end{bmatrix}_e + \frac{1}{m} \begin{bmatrix} X^F \\ Y^F \\ Z^F \end{bmatrix}_f + \begin{bmatrix} -\sin \Theta \\ \sin \Phi \cos \Theta \\ \cos \Phi \cos \Theta \end{bmatrix}_g - \begin{bmatrix} q_K w_K - r_K v_K \\ r_K u_K - p_K w_K \\ p_K v_K - q_K u_K \end{bmatrix}_f . \end{aligned} \quad (5.2.3)$$

Durch Integration von Gl.[5.2.3](#) erhält man den Vektor der Translationsgeschwindigkeit des Flugzeugs in flugzeugfesten Koordinaten. Dieser wird in Kugelkoordinaten wie folgt ausgedrückt (vgl. [Kap.2.2.2](#))

$$\vec{V}_{Kf} = \underline{M}_{fk} \begin{bmatrix} V_K \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 \\ \alpha_K \sin \mu_K + \beta_K \cos \mu_K \\ \alpha_K \cos \mu_K - \beta_K \sin \mu_K \end{bmatrix} V_K \approx \begin{bmatrix} 1 \\ \beta_K \\ \alpha_K \end{bmatrix} V_K , \quad (2.2.9)$$

wobei die Näherung für kleine Winkel α_K , β_K und μ_K gilt. Seine Komponenten V_K , β_K und α_K werden später als Zustandsgrößen gewählt. Der Zusammenhang mit der Flugbahn wird hergestellt durch Transformation von \vec{V}_{Kf} in erdlotfeste kartesische Koordinaten

$$\vec{V}_{Kg} = \underline{M}_{gf} \begin{bmatrix} u_K \\ v_K \\ w_K \end{bmatrix}_g = \underline{M}_{gf} \begin{bmatrix} u_K \\ v_K \\ w_K \end{bmatrix}_f \approx \underline{M}_{gf} \begin{bmatrix} 1 \\ \beta_K \\ \alpha_K \end{bmatrix} V_K \quad (5.2.4)$$

und Umrechnung von \vec{V}_{Kg} in Kugelkoordinaten

$$\vec{V}_{Kg} = \underline{M}_{gk} \vec{V}_{Kk} = \underline{M}_{gk} \begin{bmatrix} V_K \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \chi \\ \cos \gamma \sin \chi \\ -\sin \gamma \end{bmatrix} V_K . \quad (2.2.4)$$

Hiermit lassen sich schließlich Flugbahngeschwindigkeit V_K , Bahnazimut χ (unter Beachtung der Fallunterscheidungen bei der Berechnung des \arctan , vgl. Gl.2.4.4) und Flugbahnneigungswinkel γ berechnen zu

$$V_K = \sqrt{u_{Kg}^2 + v_{Kg}^2 + w_{Kg}^2} \quad (5.2.5)$$

$$\chi = \arctan\left(\frac{v_{Kg}}{u_{Kg}}\right) \quad (5.2.6)$$

$$\gamma = -\arcsin\left(\frac{w_{Kg}}{V_K}\right). \quad (5.2.7)$$

Die Differentialgleichung der Translationsgeschwindigkeit wird häufig und alternativ zu Gl.5.2.3 in flugbahnfesten Koordinaten aufgestellt. Sie wird in dieser Form auch in Kap.6 verwendet. Das hat den Vorteil, daß die Flugbahngrößen V_K , γ und χ unmittelbar als Zustandsgrößen auftreten, und daß der Euler-Term $\vec{\Omega}_K \times \vec{V}_K$ wegen

$$\vec{V}_{Kk} = \begin{bmatrix} V_K \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (5.2.8)$$

und

$$\vec{\Omega}_k^{gk} = \begin{bmatrix} -\dot{\chi} \sin \gamma \\ \dot{\gamma} \\ \dot{\chi} \cos \gamma \end{bmatrix} \quad (5.2.9)$$

besonders einfach wird. Zur Bestimmung von $\vec{\Omega}_k^{gk}$ in Gl.5.2.9 kann Gl.2.3.15 verwendet werden mit den Substitutionen $\Phi = 0$, $\Theta = \gamma$, und $\Psi = \chi$. Die Vektorgleichung 5.2.3 lautet damit in flugbahnfesten Koordinaten

$$\begin{bmatrix} \dot{V}_K \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \frac{1}{m} \underline{M}_{ke} \begin{bmatrix} X^A \\ Y^A \\ Z^A \end{bmatrix}_e + \frac{1}{m} \underline{M}_{kf} \begin{bmatrix} X^F \\ Y^F \\ Z^F \end{bmatrix}_f + \underline{M}_{kg} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\chi} V_K \cos \gamma \\ -\dot{\gamma} V_K \end{bmatrix}, \quad (5.2.10)$$

bzw.

$$\begin{bmatrix} \dot{V}_K \\ \dot{\chi} V_K \cos \gamma \\ -\dot{\gamma} V_K \end{bmatrix} = \frac{1}{m} \underline{M}_{ke} \begin{bmatrix} X^A \\ Y^A \\ Z^A \end{bmatrix}_e + \frac{1}{m} \underline{M}_{kf} \begin{bmatrix} X^F \\ Y^F \\ Z^F \end{bmatrix}_f + \underline{M}_{kg} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix}. \quad (5.2.11)$$

Die Integration der Geschwindigkeitsgleichung wird evtl. noch einfacher, wenn sie in erdfesten Koordinaten (genauer im Inertialraum) durchgeführt wird. Sie lautet dann

$$\left(\frac{d\vec{V}_K}{dt} \right)_g^g = \frac{1}{m} M_{gf} (\vec{R}_f^A + \vec{F}_f) + \vec{g}_g . \quad (5.2.12)$$

Während auf der linken Seite der Euler-Term entfällt, müssen die äußeren Kräfte in erdlotfeste Koordinaten transformiert werden. Bei numerischer Rechnung kann das vorteilhaft sein.

5.2.2 Beschleunigung und Lastvielfaches

Der Beschleunigungsvektor wird nach Gl.5.2.1 in flugzeugfesten Achsen beschrieben wie folgt

$$\left(\frac{d\vec{V}_K}{dt} \right)_f^f = \vec{a}_f = \left(\frac{d\vec{V}_K}{dt} \right)_f^f + \vec{\Omega}_f^{gf} \times \vec{V}_{kf} . \quad (5.2.13)$$

Hiervom deutlich zu unterscheiden ist der Vektor \vec{b} der von Beschleunigungsmessern im Flugzeug angezeigten Signale (vgl. Kap.9.3.1). Letztere sind gleich den Komponenten des auf die Masse bezogenen äußeren Kraftvektors, der auch als „spezifische Kraft“ bezeichnet wird. Der Vektor der spezifischen Kraft lautet nach Gl.5.2.1 in flugzeugfesten Achsen

$$\vec{b}_f = \frac{1}{m} (\vec{R}^A + \vec{F})_f = \left(\frac{d\vec{V}_K}{dt} \right)_f^g - M_{fg} \vec{g}_g \quad (5.2.14)$$

und in Komponenten

$$\begin{bmatrix} b_x \\ b_y \\ b_z \end{bmatrix}_f = \frac{1}{m} M_{fe} \begin{bmatrix} X^A \\ Y^A \\ Z^A \end{bmatrix}_e + \frac{1}{m} \begin{bmatrix} X^F \\ Y^F \\ Z^F \end{bmatrix}_f = \begin{bmatrix} \dot{u}_K \\ \dot{v}_K \\ \dot{w}_K \end{bmatrix}_f^g - \begin{bmatrix} -\sin \Theta \\ \sin \Phi \cos \Theta \\ \cos \Phi \cos \Theta \end{bmatrix}_g . \quad (5.2.15)$$

Er wird mit \vec{b} bezeichnet und nicht mit \vec{r} , wie in /DIN 9300 - 1/ definiert, da \vec{r} nach Kap.2.4.1 den Peilvektor bezeichnet. Der Vektor \vec{b} ist im unbeschleunigten Horizontalflug gleich $-\vec{g}$ und liegt generell in Gegenrichtung zum Scheinlot. Anstelle von \vec{b} wird häufig das Lastvielfache verwendet, dieses ist Regelgröße in vielen modernen Flugregelungssystemen (vgl. Kap.18, 19 und 20). Das Lastvielfache ist ein Maß für die vom Piloten empfundene Reaktionskraft und steigt an bei Erhöhung der Last, also bei Auftriebserhöhung. Aus diesem Grunde wird es in der Literatur meist in Gegenrichtung zu \vec{b} als n_z angegeben. In /DIN 9300 - 1/ wird ein skalares Lastvielfaches definiert, das nur den aerodynamischen Auftrieb berücksichtigt

$$n_z = -\frac{Z_a}{G} = \frac{A_0 + \Delta A}{G} = 1 + \frac{\Delta A}{G} = 1 + \Delta n_z. \quad (5.2.16)$$

Diese Größe ist nur bei kleinen Winkeln und kleinen Abweichungen vom Horizontalflug zu verwenden. Es ist dann unerheblich, ob n in der flugzeugfesten oder in der bahnfesten z -Achse liegt, in der Literatur wird das auch meist nicht genau spezifiziert. Probleme entstehen dann, wenn der Bahnneigungswinkel γ oder der Rollwinkel Φ groß werden. Daher wird in /DIN 9300 – 1/ der Vektor des Gesamtlastvielfachen \vec{n}_t als das Verhältnis von resultierender äußerer Kraft zum Betrag des Fluggewichts definiert

$$\vec{n}_t = \frac{\vec{b}}{g} = \frac{1}{mg} [\vec{R}^A + \vec{F}] = \frac{1}{g} \left[\left(\frac{d\vec{V}_K}{dt} \right)^g - \vec{g} \right]. \quad (5.2.17)$$

Diese aus formalen Gründen gewählte Definition (positiv in Richtung der Koordinatenachsen) hat allerdings den Nachteil, daß \vec{n}_t im Normalfall (horizontaler Geraeadeausflug) gleich minus eins ist und bei Zunahme der „Last“ negativer wird. Sie steht im Gegensatz zur Definition des Lastvielfachen im Flugzeugbau. Sie wird bei Energiebetrachtungen (z. B. in Kap.6) in dieser Form verwendet. Tritt dagegen das Lastvielfache im folgenden als Regelgröße auf, so ist es stets in seiner Definition nach Gl.5.2.16 zu verstehen und wird wie allgemein üblich n_z geschrieben (wie auch schon in Kap.1.2.4).

5.2.3 Differentialgleichung für die Position (Flugbahn)

Die Differentialgleichung

$$\frac{d\vec{s}_g}{dt} = \vec{V}_{Kg} = \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix}_g = \begin{bmatrix} u_K \\ v_K \\ w_K \end{bmatrix}_g. \quad (5.2.18)$$

liefert die Flugzeugposition relativ zu einem Startpunkt P_0 nach Integration der Translationsgeschwindigkeit (vgl. Gl.2.4.2). Alternativ kann die Flugzeugposition auch durch die Nord- und Ostkoordinaten ΔN und ΔE und die Flughöhe H ausgedrückt werden

$$\frac{d\vec{s}_g}{dt} = \begin{bmatrix} \Delta \dot{N} \\ \Delta \dot{E} \\ -\dot{H} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \chi \\ \cos \gamma \sin \chi \\ -\sin \gamma \end{bmatrix} V_K. \quad (5.2.19)$$

Die Relativposition zu einem Zielpunkt, ausgedrückt in Schrägentfernung R , Elevationspeilung ε und Horizontalpeilung ρ , lautet nach Kap.2.4

$$\Delta \vec{r}_g = \vec{r}_g - \vec{r}_{cg} = \begin{bmatrix} \cos \varepsilon \cos \rho \\ \cos \varepsilon \sin \rho \\ -\sin \varepsilon \end{bmatrix} R - \begin{bmatrix} \cos \varepsilon_c \cos \rho_c \\ \cos \varepsilon_c \sin \rho_c \\ -\sin \varepsilon_c \end{bmatrix} R_c . \quad (2.4.14)$$

Die Differentialgleichung für die Ablage von einer Sollflugbahn (VOR oder ILS-Leitstrahl) wird nach Gl.2.4.16 und 2.4.17 geschrieben

$$\frac{d}{dt} \Delta \vec{r}_g = \vec{V}_{Kc\ g} - \vec{V}_{Kg}(t) = \begin{bmatrix} \Delta \dot{R}_x \\ \Delta \dot{R}_y \\ \Delta \dot{R}_z \end{bmatrix}_g = \begin{bmatrix} \cos \gamma_c \cos \chi_c \\ \cos \gamma_c \sin \chi_c \\ -\sin \gamma_c \end{bmatrix} V_{Kc} - \begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \chi \\ \cos \gamma \sin \chi \\ -\sin \gamma \end{bmatrix} V_K . \quad (5.2.20)$$

5.2.4 Differentialgleichung für die Drehgeschwindigkeit

Die Differentialgleichung für die Drehgeschwindigkeit folgt aus dem Drehimpulsatz und lautet in allgemeinen Koordinaten (zur Notation vgl. Kap.2.3.1)

$$\underline{T}_n \left(\frac{d\vec{\Omega}_n^{gn}}{dt} \right)_n^g = \left[\underline{T}_n \left(\frac{d\vec{\Omega}_n^{gn}}{dt} \right)_n^n + \vec{\Omega}_n^{gn} \times \underline{T}_n \vec{\Omega}_n^{gn} \right] = \underline{M}_{nf} \left(\vec{Q}_f^A + \vec{Q}_f^F \right) . \quad (5.2.21)$$

Diese Gleichung beschreibt das Momentengleichgewicht um den Schwerpunkt. Der Vektor \vec{Q}_f^A ist der resultierende aerodynamische Momentenvektor in flugzeugfesten Achsen und \vec{Q}_f^F ist der resultierende Momentenvektor des Triebwerksschubes. Der als konstant angenommene Trägheitstensor des Flugzeugs lautet in flugzeugfesten Achsen

$$\underline{T}_f = \begin{bmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{zx} \\ -I_{xy} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{yz} & I_z \end{bmatrix}_f , \quad (5.2.22)$$

worin I_{xy} und I_{yz} für symmetrische Flugzeuge null sind. Die Momentengleichung 5.2.21 lautet in flugzeugfesten Koordinaten

$$\left(\frac{d\vec{\Omega}_K}{dt} \right)_f^f = \underline{T}_f^{-1} \left[\vec{Q}^A + \vec{Q}^F - \vec{\Omega}_K \times \underline{T} \vec{\Omega}_K \right]_f \quad (5.2.23)$$

und ausführlich für ein symmetrisches Flugzeug (d. h. für $I_{xy} = I_{yz} = 0$)

$$\begin{aligned} \left(\frac{d\vec{\Omega}_K}{dt} \right)_f = & \begin{bmatrix} \dot{p}_K \\ \dot{q}_K \\ \dot{r}_K \end{bmatrix}_f^f \\ = & T_f^{-1} \left\{ \begin{bmatrix} L^A + L^F \\ M^A + M^F \\ N^A + N^F \end{bmatrix}_f - \begin{bmatrix} q_K r_K (I_z - I_y) - p_K q_K I_{xz} \\ r_K p_K (I_x - I_z) + (p_K^2 - r_K^2) I_{xz} \\ p_K q_K (I_y - I_x) + q_K r_K I_{xz} \end{bmatrix}_f \right\}. \end{aligned} \quad (5.2.24)$$

Die Inverse des Trägheitstensors lautet für $I_{xy} = I_{yz} = 0$

$$T_f^{-1} = \begin{bmatrix} I_x & 0 & -I_{zx} \\ 0 & I_y & 0 \\ -I_{zx} & 0 & I_z \end{bmatrix}_f^{-1} = \left\{ \frac{1}{I_y(I_x I_z - I_{zx}^2)} \begin{bmatrix} I_y I_z & 0 & I_y I_{zx} \\ 0 & I_x I_z - I_{zx}^2 & 0 \\ I_y I_{zx} & 0 & I_x I_y \end{bmatrix} \right\}_f. \quad (5.2.25)$$

Aus der Integration von Gl.5.2.24 ergeben sich als die drei Zustandsvariablen der Flugzeugrotation die meßbaren Drehgeschwindigkeiten p_K , q_K und r_K .

Das Momentengleichgewicht könnte – wie das Kräftegleichgewicht – in erdlotfesten Koordinaten aufgestellt werden, vgl. Gl.5.2.12. Dazu sind aber der flugzeugfeste Drehbeschleunigungsvektor und der Trägheitstensor in erdlotfeste Achsen zu transformieren. Da der Trägerheitstensor im g-KS nicht mehr konstant ist, sondern sich bei Lageänderungen des Flugzeugs ändert und damit zeitabhängig ist, ist dieser Ansatz nicht üblich.

5.2.5 Differentialgleichung für die Lagewinkel

Die Integration der Drehgeschwindigkeitskomponenten liefert die Zustandsvariablen der Flugzeuglage (Eulerwinkel). Die entsprechende Vektorgleichung wurde schon in Abschn.2.3.4 angegeben, sie lautet

$$\frac{d\Phi}{dt} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = M_{\Phi f} \vec{\Omega}_K = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi / \cos \theta & \cos \phi / \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_K \\ q_K \\ r_K \end{bmatrix}_f. \quad (2.3.16)$$

5.3 Diskussion des Gleichungssystems

Um die Verknüpfung der in den Kap.3, 4 und 5 zusammengestellten Gleichungen zu veranschaulichen und insbesondere die Kopplung zwischen Wind und Flugzeugbewegung deutlich zu machen, sollen alle wesentlichen Gleichungen, die

die Flugzeuggbewegung beschreiben, einschließlich der erforderlichen Koordinatentransformationen in ihrem gegenseitigen Zusammenhang als Blockschaltbild dargestellt werden.

Das Blockschaltbild der Zustandsgleichungen

Die Vektor-Differentialgleichungen 5.2.1, 5.2.18, 5.2.23 und 2.3.16 sind einschließlich notwendiger Transformationen in Bild 5.2 als Blockschaltbild dargestellt. Insgesamt enthält es zwölf Differentialgleichungen erster Ordnung entsprechend den sechs Freiheitsgraden der Flugzeuggbewegung. Eingangsgrößen sind die in Kap. 5.1 beschriebenen Kräfte- und Momentenvektoren. Ausgangsgrößen sind die zwölf Zustandsgrößen der Flugzeuggbewegung, d. h. die Komponenten der Vektoren \vec{V}_{Kf} , $\vec{\Omega}_{Kf}$, \vec{s}_g und $\underline{\Phi}$. Alle vier Zustandsvektoren wirken auf die übrigen Gleichungen einschließlich der Windgleichungen zurück.

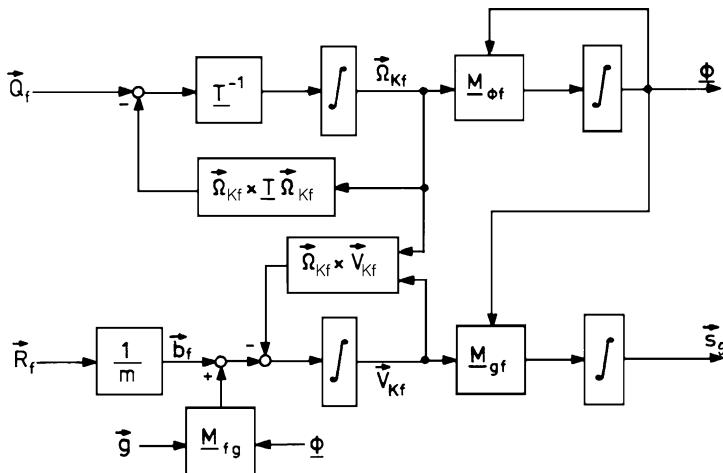


Bild 5.2 Zustands-Differentialgleichungen der Flugzeuggbewegung

Blockschaltbild der Kopplung Wind- und Flugzeuggbewegung

Der Prozeß „Wind am Flugzeugort“, wie er in Kap. 4 mit Gl. 4.2.1 und 4.2.16 eingeführt wurde, ist in Bild 5.3 als Blockschaltbild dargestellt. Hieraus geht hervor, daß sich durch die Transformation des ergebnissen Windfeldes in die Schwerpunktkoordinaten des Flugzeugs Rückwirkungen ergeben, die eine Kopplung der Prozesse Wind und Flugzeuggbewegung zur Folge haben. Diese vollzieht sich in drei Ebenen:

1. Der momentane Ortsvektor \vec{s} bestimmt, welche Vektoren \vec{V}_W und $\vec{\nabla} \vec{V}_W$ das Flugzeug aus dem Windfeld gerade „abruft“.

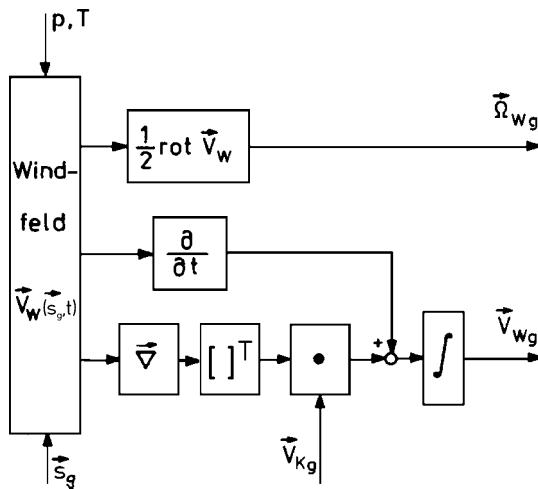


Bild 5.3 Blockschaltbild des Windeinflusses auf das Flugzeug

2. Die Fluggeschwindigkeit \vec{V}_K (Flugbahn) bestimmt, wie sich örtliche Windgradienten auf die zeitliche Änderung des mittleren Windes und der Gradienten am Flugzeugschwerpunkt auswirken.
3. Die Flugzeuglage $\underline{\Phi}$ bestimmt schließlich die Transformation der erdparallelen Windgrößen in flugzeugfeste Achsen und damit ihre Wirkung auf die aerodynamische Anströmung.

Wind und Turbulenz sind also keine unabhängig von außen einwirkenden Störgrößen, sondern bilden mit der Flugzeuggbewegung ein rückgekoppeltes System.

Kopplung zwischen Wind und Flugzeuggbewegung

In Bild 5.4 sind die Bilder 5.1, 5.2 und 5.3 zusammengefaßt. Die Einzelprozesse Wind und Flugzeuggbewegung sind jeweils gestrichelt eingerahmt. Der Teilprozeß Flugzeuggbewegung allein entspricht den üblichen flugmechanischen Gleichungen „ohne Wind“. Er ist nochmals unterteilt in den strömungsmechanischen Teil (Bild 5.1) und den kinematischen Teil (Bild 5.2). An Bild 5.4 ist folgendes deutlich zu erkennen:

1. Die Starrkörperbewegung des Flugzeugs ist durch zwölf Zustandsvariable gekennzeichnet. Sie sind in den vier Ausgangsvektoren \vec{V}_{Kg} , \vec{s}_g , $\vec{\Omega}_{Kf}$ und $\underline{\Phi}$ des Teilprozesses „Kinematik“ zusammengefaßt. Hinzu treten drei Zustandsvariable, die den Windprozeß in Schwerpunktkoordinaten beschreiben.
2. Die aerodynamischen Wirkungen auf das Flugzeug werden ausschließlich durch die Relativbewegung zwischen Flugzeug und Luft und durch die aerodynamischen Ruder erzeugt. Hierin sind die wesentlichen Stör- und

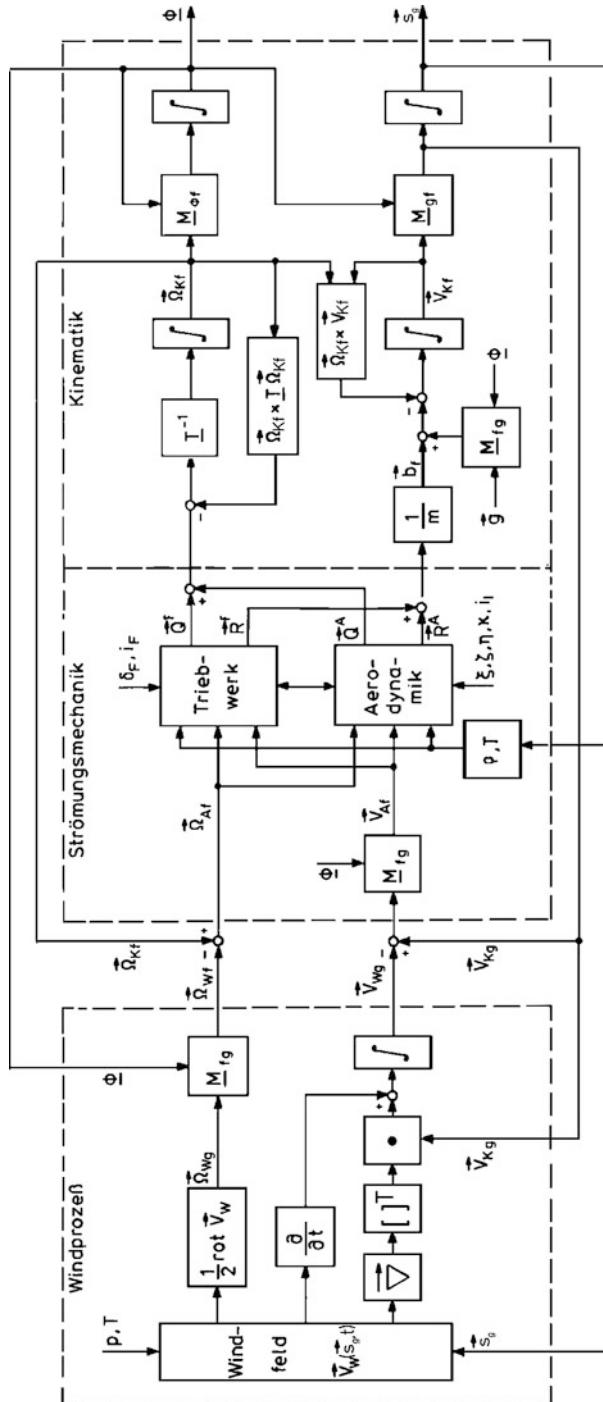


Bild 5.4 Blockschaltbild der gekoppelten Prozesse Wind und Flugzeugbewegung

Stelleingänge (außer z. B. Massenverlagerung und Schub) enthalten. Die Rückwirkungen der Flugzeugbewegung auf die Aerodynamik (\vec{V}_K und $\vec{\Omega}_K$), wie sie auch von Gleichungen „ohne Wind“ her bekannt sind, bilden direkte Rückwirkungen des Teilprozesses Flugzeugbewegung.

3. Der Wind wirkt nicht wie ein unabhängiger Störprozeß von außen auf das Flugzeug, sondern beide Prozesse sind miteinander gekoppelt. Im einzelnen existieren drei verschiedene Rückwirkungen, wie oben ausgeführt. Diese sind in Bild 5.4 jeweils durch eine äußere Rückführschleife dargestellt. Wird der Windprozeß durch ein Vektorfeld dargestellt, so kann die Wirkung auf das hindurchfliegende Flugzeug durch relativ einfache Funktionen beschrieben werden. Für das örtlich verteilte Windfeld ist allerdings ein geeignetes Modell aufzustellen.
4. Sobald $\dot{\vec{V}}_W = \vec{0}$ wird, unterscheiden sich \vec{V}_A und \vec{V}_K nur noch um den konstanten Vektor $\vec{V}_W(t_0)$, auch $\vec{\Omega}_W$ ist dann null. Ein stationäres drehungsfreies Windfeld beeinflußt zwar die Flugbahn, hat aber keinen Einfluß auf die Flugzeug-Aerodynamik, vgl. hierzu Kap.6.4.

Gültigkeitsbereich des Gleichungssystems

Der Gültigkeitsbereich dieses Gleichungssystems ist durch die am Beginn des Kapitels gemachten Annahmen eingeschränkt. In diesem Rahmen sind alle Flugzeugbewegungen beschreibbar, sofern die mehrdimensionalen Beziehungen der aerodynamischen Wirkungen in Gl.5.1.3 und 5.1.4 sowie die für den Triebwerksschub in Gl.5.1.5 und 5.1.6 vollständig erfaßt sind. Werden zusätzlich die Winkel α und β so wie

$$\alpha_K = \Theta - \gamma \quad \text{und} \quad \beta_K = \chi - \Psi$$

als klein angenommen, so vereinfachen sich einige Transformationsmatrizen erheblich. Das Gleichungssystem wird dadurch eingeschränkt auf den Fall, daß die Geschwindigkeitsvektoren \vec{V}_K und \vec{V}_A annähernd in Flugzeuglängsachse liegen. Darin sind folgende Annahmen eingeschlossen, die für den normalen Flugbereich erfüllt sind:

- die Flugzeugumströmung ist annähernd symmetrisch, das Scheinlot hat nur einen kleinen Winkel zur Flugzeugsymmetrieebene,
- die Windgeschwindigkeitskomponenten senkrecht zur Flugzeuglängsachse sind klein gegenüber der Fluggeschwindigkeit.

Selbst mit dieser Einschränkung ist das Gleichungssystem also außer im extremen Langsam- oder Schwebeflug in den weitaus meisten Fällen gültig.

5.4 Stationäre Flugzustände

Die nichtlinearen Gleichungen, wie sie in Kap.[5.2](#) zusammengestellt wurden, sind hoch komplex und nur unter einschränkenden Annahmen für Sonderfälle analytisch lösbar, vgl. [Kap.6](#). Sie können in allgemeiner Form nur numerisch, d. h. iterativ gelöst werden. Sie sind als Grundlage für eine numerische Simulation im [Anhang A.1.2](#) nochmals zusammengestellt. Als Anfangsbedingung für eine solche Simulation ist aber zunächst ein stationärer Gleichgewichtszustand festzulegen. Das entspricht genau der Vorgehensweise bei Flugversuchen: Vor jedem Versuch ist vom Piloten ein ausgetrimmter Flugzustand herbeizuführen. Ein solches stationäres Gleichgewicht einschließlich der zugehörigen Parameter ist auch der Ausgangspunkt für eine Linearisierung der Gleichungen, wie sie in [Kap.7](#) durchgeführt wird.

5.4.1 Vorüberlegung zur Berechnung eines ausgetrimmten Flugzustandes

Ein stationärer Flugzustand soll hier als unbeschleunigter Flugzustand verstanden werden, Beschleunigungs- und Drehbeschleunigungsvektor ($d\vec{V}_K/dt$ und $d\vec{\Omega}_K/dt$) sind also null. Die äußeren Kräfte sind dann im Gleichgewicht mit der Gewichtskraft, das Flugzeug ist also ausgetrimmt und die Stellausschläge sind konstant. Es ist zugleich notwendig, den Wind als stationär anzunehmen ($\vec{\Omega}_W \equiv \vec{0}$, $d\vec{V}_W/dt \equiv \vec{0}$), vgl. [/Hahn 88/](#). Typische Beispiele dafür sind ein stationärer Geradeausflug oder ein stationärer Kurvenflug. Stationäre Zusammenhänge werden in [Kap.6.2](#) mit Hilfe des Korhammer-Diagramms eingehender untersucht.

Obwohl das Gleichungssystem durch Beschränkung auf einen stationären Fall gegenüber den ursprünglichen Gleichungen schon wesentlich vereinfacht wird, ist es immer noch nicht geschlossen lösbar, da die aerodynamischen Parameter in der Praxis meist nicht analytisch, sondern als Kennfelder gegeben sind. Es ergeben sich dadurch nichtlineare Gleichungen mit Parametern, die in Kennfeldern interpoliert werden müssen. Diese Gleichungen können nur numerisch (iterativ) gelöst werden.

Auch im stationären Fall müssen die zwölf Zustandsgrößen der Flugzeugbewegung bestimmt werden, allerdings unter der Nebenbedingung, daß die sechs Beschleunigungs- und Drehbeschleunigungskomponenten identisch Null sind. Zur Erfüllung dieser Nebenbedingung stehen im allgemeinen nur vier Stellgrößen zur Verfügung, nämlich die Ruder ξ , η und ζ und der Drosselgrad δ_F . Deshalb müssen zwei weitere Zwangsbedingungen eingeführt werden, die im allgemeinen die Y-Gleichung (z. B. schiebefreier Flug) und die Z-Gleichung (Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand) betreffen.

Die Frage, wie viele Zustandsgrößen unabhängig vorgegeben werden können, führt auf das folgende Ergebnis: Die horizontalen Ortskoordinaten x_g und y_g und der Azimut Ψ haben keine Rückwirkung auf den Kräfte- und Momentenhaushalt,

sind also frei vorgebar. Das gleiche gilt für die Flughöhe $H = -z_g$, sofern die Luftdichte ρ näherungsweise als konstant angenommen wird; es bleiben damit acht Zustandsgrößen. Um diese frei vorzugeben, reichen die vier Stellgrößen

ξ, η, ζ und δ_F

nicht aus. Vielmehr muß die Anzahl der Trimmforderungen gleich der Anzahl der Freiheitsgrade (der freigegebenen Bewegungsgrößen) sein. Werden z. B. die sechs Zustandsgrößen

$V_K, \beta_K, \Theta, p_K, q_K$ und r_K

vorgegeben, so folgen daraus außer den vier Stellgrößen auch die beiden restlichen Zustandsgrößen

α_K und Φ .

Für die Berechnung des stationären Betriebspunktes (Trimmrechnung) werden in den Gl. 5.2.3 und 5.2.24 die linken Seiten zu null gesetzt (unbeschleunigter Zustand), wodurch beide zu einem algebraischen Gleichungssystem werden. Die Differentialgleichung für die Eulerwinkel als Funktion der Drehgeschwindigkeiten, Gl. 2.3.15, wird daneben als Definitionsgleichung verwendet. Aus der numerischen Lösung dieses nichtlinearen Gleichungssystems müssen dann alle aerodynamischen Parameter bestimmt werden.

5.4.2 Der symmetrische Geradeausflug

Dieser am häufigsten vorkommende Flugzustand ist dadurch charakterisiert, daß Fahrt V_A und Flugbahnwinkel γ konstant und alle übrigen Winkel außer der Längsneigung Θ und dem Anstellwinkel α null sind. Auch die Drehgeschwindigkeiten sind null; damit verschwinden insbesondere alle unsymmetrischen Größen. Im allgemeinen ist es sinnvoll, auch Azimut Ψ und Bahnazimut χ null zu setzen, was durch die Wahl eines Referenzazimuts stets möglich ist.

Der Wind wird ebenfalls zu null angenommen. Der stationäre Zustand (Arbeitspunkt) ist also in diesem Fall wie folgt definiert:

$$\begin{aligned} \vec{V}_W &= \vec{0} & \vec{V}_A &= \vec{V}_K = \vec{V}_0 \\ \vec{\Omega}_W &= \vec{0} & \beta &= \beta_K = \Phi = \Psi = \chi = 0 \\ \vec{\Omega}_K &= \vec{0} & \gamma &= \gamma_0, \quad \alpha &= \alpha_K = \alpha_0, \quad \Theta &= \Theta_0 = \gamma_0 + \alpha_0. \end{aligned} \quad (5.4.1)$$

Alle Kraft- und Geschwindigkeitsvektoren liegen dann in der Symmetrieebene, so daß, abgesehen von $\vec{V}_W = 0$, die Voraussetzungen von Bild 2.7 erfüllt sind und die aerodynamischen, die experimentellen und die bahnfesten Achsen zusammenfallen.

Die Gln.5.2.3 und 5.2.24 vereinfachen sich in diesem Fall sehr, insbesondere fallen die umfangreichen Kreuzprodukte (Euler-Terme) völlig weg. Werden außerdem die sekundären Schubeinflüsse Y^F , L^F und N^F vernachlässigt, so lautet die stationäre Kraftgleichung nach Gl.5.2.10 in bahnfesten Achsen

$$\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X^A \\ Y^A \\ Z^A \end{bmatrix}_e + \begin{bmatrix} \cos \alpha & 0 & -\sin \alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X^F \\ 0 \\ Z^F \end{bmatrix}_f + \begin{bmatrix} -\sin \gamma \\ 0 \\ \cos \gamma \end{bmatrix} G \quad (5.4.2)$$

und die stationäre Momentengleichung nach Gl.5.2.24

$$\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L^A \\ M^A + M^F \\ N^A \end{bmatrix}_f . \quad (5.4.3)$$

Aus diesen Gleichungen folgt

$$Y_f^A = 0, \quad L_f^A = 0, \quad N_f^A = 0, \quad M_f^A + M_f^F = 0. \quad (5.4.4)$$

Nach Einsetzen der Gln.5.1.3, 5.1.4, 2.5.4 und 2.5.5 ergibt sich folgendes Gleichungssystem für den stationären Geradeausflug

$$\frac{\rho}{2} V_A^2 S \begin{bmatrix} -C_W \\ -C_A \\ \bar{c} C_m \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\sin \gamma \\ \cos \gamma \\ 0 \end{bmatrix} G + \begin{bmatrix} \cos(\alpha + i_F) \\ -\sin(\alpha + i_F) \\ z_F \end{bmatrix} F = \vec{0}. \quad (5.4.5)$$

Wenn G , H (und damit ρ), γ und V_A durch die Wahl des stationären Flugzustandes vorgegeben sind und die Baugrößen S , \bar{c} , i_F und z_F als bekannt vorausgesetzt werden, dann bleiben mit C_A , C_W , C_m , α und F fünf unbekannte Größen, von denen drei aus Gl.5.4.5 bestimmt werden können. Zusätzlich werden zwei aerodynamische Beziehungen benötigt, die die Zusammenhänge zwischen C_A und α bzw. zwischen C_W und C_A beschreiben (z. B. Gl.3.1.6 und Gl.3.1.14). Über Gl.3.2.22 kann schließlich – bei bekannter Schwerpunktslage und bekannten Leitwerksgrößen – der zur Trimmung erforderliche Höhenleitwerks-Einstellwinkel i_H bestimmt werden. Dabei ist zu beachten, daß sich i_H auch auf den Auftriebsbeiwert auswirkt (vgl. Gl.3.2.18). Deshalb wird dieses nichtlineare Gleichungssystem in der Praxis nur noch numerisch gelöst.

Alternativ und um einen besseren Einblick in die physikalischen Zusammenhänge zu erlangen, kann es auch grafisch gelöst werden mit Hilfe des „Korhammer-Diagramms“, das in Kap.6 eingeführt wird.

5.4.3 Der horizontale, koordinierte Kurvenflug

Als weiterer, wichtiger Arbeitspunkt soll der stationäre, koordinierte (schiebefreie) Kurvenflug behandelt werden. Er kommt vor, wenn ein Flugzeug die Flugrichtung ändert oder wenn es in einer Warteschleife kreist. Koordiniert bedeutet, daß der Pilot (oder ein Flugregler) mit Seitenruderkommandos für einen schiebefreien Flug sorgt, um unnötigen, zusätzlichen Widerstand zu vermeiden. Er ist durch folgende Bedingungen gekennzeichnet:

- Flughöhe und Fahrt sind konstant,
- der Wind ist null,
- Scheinlot und Geschwindigkeitsvektoren liegen in der Flugzeugsymmetrieebene,
- der Drehgeschwindigkeitsvektor $\vec{\Omega}$ ist konstant und fällt mit der z_g -Achse zusammen, d. h. Querlage und Längslage sind konstant und der Azimutwinkel ändert sich mit gleichbleibender Rate.

Es gilt also

$$\begin{aligned} \vec{V}_W &= \vec{0} & \vec{\Omega}_W &= \vec{0} & \dot{\Psi} &= \text{const} \\ \vec{V}_K &= \vec{V}_A = \vec{V}_0 & \Phi &= \Phi_0 & & \\ \dot{H} &= 0, \gamma = 0 & \Theta &= \Theta_0 & & \\ b_y &= 0, (\beta = 0). & & & & \end{aligned} \quad (5.4.6)$$

Diese Verhältnisse sind in Bild 5.5 dargestellt, woraus mit Gl.2.2.10 folgt

$$\alpha_K = \Theta \quad \text{und} \quad \beta_K = \chi - \Psi. \quad (5.4.7)$$

Die stationären Gleichungen für diesen Flugzustand ergeben sich wieder aus den Gleichungen 5.2.3, 5.2.24 und 2.3.15. Auch hier werden vereinfachend die Schub-einflüsse Y^F , Z^F , L^F und N^F zu null gesetzt, wegen $b_y = 0$ ist auch $Y^A = 0$; die Winkel Θ und α sollen klein sein. Unter diesen Annahmen liefert zunächst Gl.2.2.23

$$\Theta \sin \Phi + (\chi - \Psi) \cos \Phi = 0, \quad (5.4.8)$$

und hieraus mit Gl.5.4.7

$$\beta_K = \chi - \Psi = -\Theta \tan \Phi. \quad (5.4.9)$$

Gl.2.2.23 liefert weiter

$$\alpha = \Theta \cos \Phi - (\chi - \Psi) \sin \Phi = \Theta \cos \Phi + \Theta \frac{\sin^2 \Phi}{\cos \Phi} = \frac{\Theta}{\cos \Phi}. \quad (5.4.10)$$

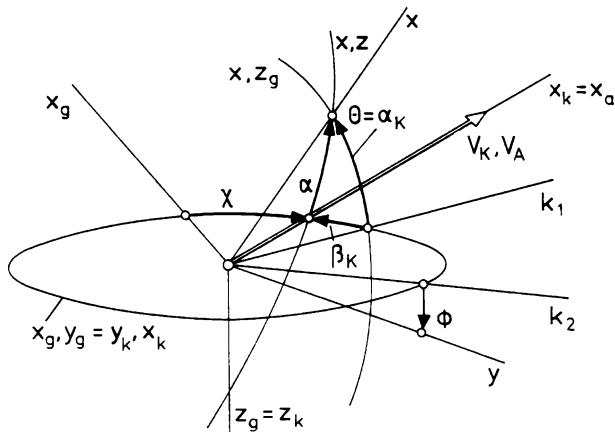


Bild 5.5 Lage der Koordinaten beim stationären Kurvenflug

Beides lässt sich in Bild 5.5 nachvollziehen; sowohl α als auch β_K sind konstant, wenn auch ϕ konstant ist, woraus folgt

$$\dot{\chi} = \dot{\psi}. \quad (5.4.11)$$

Gleichung 2.3.15 liefert mit $\dot{\Theta} = 0$ und $\dot{\phi} = 0$ für die flugzeugfeste Drehgeschwindigkeit

$$\begin{bmatrix} p_{Kf} \\ q_{Kf} \\ r_{Kf} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\Theta \\ \sin \phi \\ \cos \phi \end{bmatrix} \dot{\psi}. \quad (5.4.12)$$

Auch wenn $\dot{\Theta}$ und $\dot{\phi}$ null sind, entstehen bei Azimutänderungen $\dot{\psi}$ sowohl eine Rollgeschwindigkeit p_{Kf} (wenn $\Theta \neq 0$ ist) als auch eine Nickgeschwindigkeit q_{Kf} (wenn $\phi \neq 0$ ist). Diese beiden Größen werden von flugzeugfest eingebauten Sensoren (Kreiseln) gemessen. Zwischen Nick- und Giergeschwindigkeit besteht nach Gl.5.4.12 folgender Zusammenhang

$$q_{Kf} = r_{Kf} \tan \phi. \quad (5.4.13)$$

Aus der Kraftgleichung 5.2.3 ergibt sich unter den gemachten Annahmen mit Gl.5.4.10

$$\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \frac{1}{m} \begin{bmatrix} X^A + X^F \\ 0 \\ Z^A \end{bmatrix}_f + \begin{bmatrix} -\Theta \\ \sin \phi \\ \cos \phi \end{bmatrix} g - \begin{bmatrix} w_K \sin \phi - v_K \cos \phi \\ u_K \cos \phi + w_K \Theta \\ -v_K \Theta - u_K \sin \phi \end{bmatrix}_f \dot{\psi}, \quad (5.4.14)$$

worin der letzte Ausdruck (mit Gln.2.2.9, 5.4.7 und 5.4.9) wegen

$$\begin{aligned} u_K &= V_0 \\ v_K &= \beta_K V_0 = -\Theta \tan \Phi V_0 \\ w_K &= \alpha_K V_0 = \Theta V_0 \end{aligned} \quad (5.4.15)$$

geschrieben werden kann (mit $\Theta^2 \approx 0$)

$$-\begin{bmatrix} \Theta \sin \Phi + \Theta \cos \Phi \tan \Phi \\ \cos \Phi + \Theta^2 \\ \Theta^2 \tan \Phi - \sin \Phi \end{bmatrix} V_0 \dot{\Psi} = -\begin{bmatrix} 2\Theta \sin \Phi \\ \cos \Phi \\ -\sin \Phi \end{bmatrix} V_0 \dot{\Psi}. \quad (5.4.16)$$

Damit lautet das Kräftegleichgewicht schließlich

$$\frac{1}{m} \begin{bmatrix} X^A + X^F \\ 0 \\ Z^A \end{bmatrix}_f = -\begin{bmatrix} -\Theta \\ \sin \Phi \\ \cos \Phi \end{bmatrix} g + \begin{bmatrix} 2\Theta \sin \Phi \\ \cos \Phi \\ -\sin \Phi \end{bmatrix} V_0 \dot{\Psi}. \quad (5.4.17)$$

Aus der Y -Gleichung folgt die Bedingung für koordinierten Kurvenflug ($b_y = 0$)

$$\dot{\Psi} = \frac{g}{V_0} \tan \Phi. \quad (5.4.18)$$

Einsetzen von Gl.5.4.18 in die Z -Gleichung liefert

$$-Z_f^A = A = mg \left(\cos \Phi + \frac{\sin^2 \Phi}{\cos \Phi} \right) = \frac{G}{\cos \Phi}. \quad (5.4.19)$$

Damit gilt für das Lastvielfache bei den getroffenen Annahmen

$$n_z = -\frac{Z_f^A}{mg} = \frac{1}{\cos \Phi}. \quad (1.2.14)$$

Diese Zusammenhänge lassen sich gut in Bild 5.6 nachvollziehen.

Die Momentengleichung 5.2.24 liefert schließlich

$$\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L^A \\ M^A + M^F \\ N^A \end{bmatrix}_f - f(\underline{T}, \vec{\Omega})_f \dot{\Psi}^2. \quad (5.4.20)$$

worin $f(\underline{T}, \vec{\Omega})$ den Euler-Term repräsentiert. Solange die Kurvendrehgeschwindigkeit $\dot{\Psi}$ klein ist, kann der zweite Term vernachlässigt werden. Dann sind die Momente L_f^A und N_f^A annähernd null, und für das Nickmoment gilt wie in Kap.5.4.2

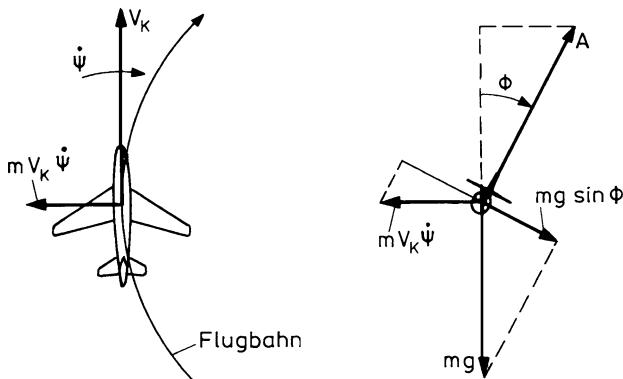


Bild 5.6 Kräftegleichgewicht im stationären Kurvenflug

$$M_f^A + M_f^F = 0. \quad (5.4.21)$$

Aus dieser Beziehung, zusammen mit den Gln. 5.4.13 und 5.4.14, können, in ähnlicher Weise wie in Kap. 5.4.2 beschrieben, die stationären Zustandsgrößen und die Gleichungsparameter, d. h. die Kraft- und Momentenbeiwerte berechnet werden. Die Gln. 5.4.12 und 5.4.17 liefern die im schiebefreien („koordinierten“) Kurvenflug einzuhaltenden Zuordnungen.

Literaturverzeichnis zu Kapitel 5

- Brockhaus, R.: Flugregelung I. Oldenbourg, München 1977.
 Hafer, X., Niemz, W.: Über die Flugbewegung mit sechs Freiheitsgraden. Z. Flugwiss. 11, S. 14–34, 1963.
 McRuer, D.T., Ashkenas, I., Graham, D.: Aircraft dynamics and automatic control. Princeton University Press, Princeton 1973.
 Schulz, W.: Über die Bewegungs- und Störungsgleichungen in einem flugzeugfesten Koordinaten- system. Z. Flugwiss. 2, S. 157–168, 1945.
 – Begriffe, Größen und Formelzeichen der Flugmechanik – Bewegung des Luftfahrzeugs gegenüber der Luft. DIN 9300 Teil 1, Beuth Verlag GmbH, Berlin 1990.

Kapitel 6

Verhalten des Flugzeugs als Punktmasse

Für die Untersuchung des Bahnverhaltens von Flugzeugen in ruhender Luft, in konstanten und variablen Windfeldern, sowie für Energiebetrachtungen mit und ohne Triebwerksschub (*energy management*) ist es notwendig, nichtlineare Gleichungen zu verwenden, da die linearisierten Gleichungen, die im [Kap. 7](#) eingeführt werden, nur für kleine Abweichungen von einem stationären Flugzustand gültig sind und deshalb erheblichen Einschränkungen unterliegen. Will man allerdings diese Untersuchungen in analytischer Form durchführen, um allgemeingültige Aussagen zu gewinnen, so müssen zweckdienliche Vereinfachungen eingeführt werden. Hierzu wird das Flugzeug als Punktmasse auf seiner Flugbahn betrachtet, wobei die Momente im Gleichgewicht sind, d. h. die rotatorischen Freiheitsgrade vernachlässigt werden und höchstens eine kleine Bahnkrümmung zugelassen ist. Konsequenterweise werden dann neben dem Triebwerksschub der Anstellwinkel α und die Hängewinkel Φ als beeinflussbare „Stellgrößen“ betrachtet. Später werden diese Gleichungen weiter auf den Geradeausflug ohne Hängewinkel eingeschränkt.

6.1 Reduzierte Differentialgleichungen

6.1.1 Bahnbewegung in drei Freiheitsgraden

Folgende vereinfachende Annahmen liegen dem reduzierten Gleichungsansatz zu Grunde (vgl. hierzu auch [Bild 2.7](#) und [2.8](#)):

- Die Momente sind im Gleichgewicht, $\vec{Q} = \vec{0}$.
- Das Scheinlot (vgl. [Kap. 6.2](#)) liegt in der $x_f z_f$ -Ebene (koordinierter Flug), d. h. Querkraft Q und Schiebewinkel β sind null.
- Die Geschwindigkeitsvektoren \vec{V}_A und \vec{V}_K bilden mit der x_f -Achse nur die kleinen Winkel α bzw. α_K und β_K , damit sind auch α_w und β_w klein.
- Der Schubvektor liegt in Richtung der x_f -Achse, d. h. der Schubeinstellwinkel i_F ist null.

Die Beiwerte von Auftrieb und Widerstand werden als allein vom Anstellwinkel abhängig angenommen. Dieser ist unter den getroffenen Annahmen allein vom Höhenruderausschlag bestimmt, denn bei statischer Stabilität kehrt er nach

jeder Anregung durch Turbulenz (α_W) sehr schnell auf seinen Gleichgewichtswert zurück.

Betrachtungen zur Leistung und Energie sind eng mit dem Bahngeschwindigkeitsvektor verknüpft. Deswegen werden hier im Unterschied zu [Kap.5](#) die Gleichungen in flugbahnenfesten Koordinaten angesetzt. Mit diesen Festlegungen lautet [Gl.5.2.10](#) mit $\underline{M}_{ke} = \underline{M}_{ka}$ (wegen $\beta = 0$)

$$m \begin{bmatrix} \dot{V}_K \\ \dot{x} V_K \cos \gamma \\ -\dot{y} V_K \end{bmatrix} = \underline{M}_{ka} \begin{bmatrix} -W \\ 0 \\ -A \end{bmatrix} + \underline{M}_{kf} \begin{bmatrix} F \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \underline{M}_{kg} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix}. \quad (6.1.1)$$

Nach Einsetzen von [Gln.2.2.3](#), [2.2.7](#) und [2.2.21](#) und Umformung folgt daraus (mit $\mu_W \approx \mu_K \approx \Phi$, vgl. [Gl.2.2.23](#))

$$\begin{aligned} m \begin{bmatrix} \dot{V}_K \\ \dot{x} V_K \cos \gamma \\ -\dot{y} V_K \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \Phi & -\sin \Phi \\ 0 & \sin \Phi & \cos \Phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -1 \\ \beta_W \\ \alpha_W \end{bmatrix} W - \begin{bmatrix} \alpha_W \\ -\sin \Phi \\ \cos \Phi \end{bmatrix} A \\ &\quad + \begin{bmatrix} 1 \\ -\beta_K \\ -\alpha_K \end{bmatrix} F + \begin{bmatrix} -\sin \gamma \\ 0 \\ \cos \gamma \end{bmatrix} mg. \end{aligned} \quad (6.1.2)$$

Die Gleichung für die Position, [Gl.5.2.18](#) und die Wind-Differentialgleichung, [Gl.4.2.2](#) werden unverändert übernommen, so wie auch die Geschwindigkeitsbeziehung

$$\underline{M}_{ka} \vec{V}_{Aa} = \vec{V}_{Kk} - \underline{M}_{kg} \vec{V}_{Wg}. \quad (2.2.28)$$

Letztere lautet mit den obigen Annahmen ausführlich

$$\begin{aligned} &\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \Phi & -\sin \Phi \\ 0 & \sin \Phi & \cos \Phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 \\ -\beta_W \\ -\alpha_W \end{bmatrix} V_A \\ &= \begin{bmatrix} V_K \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \chi & \cos \gamma \sin \chi & -\sin \gamma \\ \sin \chi & \cos \chi & 0 \\ \sin \gamma \cos \chi & \sin \gamma \sin \chi & \cos \gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_W \\ v_W \\ w_W \end{bmatrix}_g \end{aligned} \quad (6.1.3)$$

und nach Auflösung nach \vec{V}_A

$$\begin{bmatrix} 1 \\ -\beta_W \\ -\alpha_W \end{bmatrix} V_A = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \Phi & \sin \Phi \\ 0 & -\sin \Phi & \cos \Phi \end{bmatrix} \left\{ \begin{bmatrix} V_K \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} - \underline{M}_{kg} \begin{bmatrix} u_W \\ v_W \\ w_W \end{bmatrix}_g \right\}. \quad (6.1.4)$$

Hiermit liegen handhabbare Gleichungen vor, um eine Flugbahn in guter Näherung als Funktion von F , α und Φ so wie unter Windeinfluß zu bestimmen. Es können

aber auch für den antriebslosen Flug (Segelflug oder Landeanflug eines Raumtransports) die notwendigen Steuerkommandos berechnet werden.

6.1.2 Bahnbewegung in zwei Freiheitsgraden

Für die in den folgenden Kapiteln durchgeführten Untersuchungen zum Energiehaushalt und zum stationären Flugzeugverhalten ist es sinnvoll, die Gleichungen noch weiter einzuschränken. Zusätzlich zu den oben gemachten Annahmen wird eine geradlinige Bahn angenommen, so daß $\Phi \equiv 0$ und $\chi \equiv 0$ gesetzt werden kann und die Querkraftgleichung entfällt. Es bleiben dann folgende Gleichungen übrig:

Translationsgeschwindigkeit aus Gl.6.1.1

$$m \begin{bmatrix} \dot{V}_K \\ -\dot{\gamma} V_K \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} 1 & \alpha_W \\ -\alpha_W & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} W \\ A \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 \\ -\alpha_K - i_F \end{bmatrix} F + \begin{bmatrix} -\sin \gamma \\ \cos \gamma \end{bmatrix} mg, \quad (6.1.5)$$

Position aus Gl.5.2.18

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{z} \end{bmatrix}_g = \begin{bmatrix} \cos \gamma \\ -\sin \gamma \end{bmatrix} V_K, \quad (6.1.6)$$

Wind aus Gl.4.2.2

$$\begin{bmatrix} \dot{u}_W \\ \dot{w}_W \end{bmatrix}_g = \begin{bmatrix} u_{Wx} & u_{Wz} \\ w_{Wx} & w_{Wz} \end{bmatrix}_g \begin{bmatrix} \cos \gamma \\ -\sin \gamma \end{bmatrix} V_K, \quad (6.1.7)$$

Geschwindigkeitsbeziehung in Bahnkoordinaten aus Gl.2.2.29

$$\begin{bmatrix} 1 \\ -\alpha_W \end{bmatrix} V_A = \begin{bmatrix} V_K \\ 0 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \cos \gamma & -\sin \gamma \\ \sin \gamma & \cos \gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_W \\ w_W \end{bmatrix}_g \quad (6.1.8)$$

und in erddreifesten Koordinaten für $\mu_A = 0$ aus Gl.2.2.31

$$\begin{bmatrix} \cos \gamma_A \\ \sin \gamma_A \end{bmatrix} V_A = \begin{bmatrix} \cos \gamma \\ \sin \gamma \end{bmatrix} V_K - \begin{bmatrix} u_W \\ -w_W \end{bmatrix}_g. \quad (6.1.9)$$

Hieraus folgt für den Fluggeschwindigkeitsvektor (vgl. Bild 2.7)

$$\tan \gamma_A = \frac{V_K \sin \gamma + w_W g}{V_K \cos \gamma - u_W g} \quad (6.1.10)$$

$$V_A = \frac{V_K \cos \gamma - u_W g}{\cos \gamma_A}. \quad (6.1.11)$$

Hierin beschreiben der Flugwindneigungswinkel γ_A die vertikale und die Fahrt V_A die horizontale Bewegung des Flugzeugs relativ zur umgebenden Luftmasse. Seine Bewegung gegenüber der Erde ist durch den Bahnwinkel γ und die Bahngeschwindigkeit V_K definiert, für die nach Gl.6.1.9 gilt

$$\tan \gamma = \frac{V_A \sin \gamma_A - w_{Wg}}{V_A \cos \gamma_A + u_{Wg}} \quad (6.1.12)$$

$$V_K = \frac{V_A \cos \gamma_A + u_{Wg}}{\cos \gamma}, \quad (6.1.13)$$

woraus folgt

$$\dot{H} = V_K \sin \gamma = V_A \sin \gamma_A - w_{Wg}. \quad (6.1.14)$$

Aus Gl.6.1.5 erhält man die im Flugzeug gemessene Beschleunigung (spezifische Kraft) in Bahnkoordinaten

$$\begin{bmatrix} b_x \\ b_z \end{bmatrix}_k = \frac{1}{m} \begin{bmatrix} -W - \alpha_W A + F \\ \alpha_W W - A - (\alpha_K + i_F) F \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{V}_K + g \sin \gamma \\ -\dot{\gamma} V_K - g \cos \gamma \end{bmatrix}. \quad (6.1.15)$$

Damit lässt sich die z -Komponente des Gesamtlastvielfachen nach Gl.5.2.17 wie folgt ausdrücken

$$n_{tz} = \frac{b_{zk}}{g} = -\frac{V_K \dot{\gamma}}{g} - \cos \gamma = -\frac{A - \alpha_W W + (\alpha_K + i_F) F}{G} \approx -\frac{A}{G}, \quad (6.1.16)$$

wobei die Näherung für den Fall gilt, daß $\alpha_W W$ und $(\alpha_K + i_F) F$ gegenüber A vernachlässigbar sind. Gleichung 6.1.16 ist zwar in Bahnkoordinaten angesetzt, wegen der kleinen Winkel ist aber der Unterschied zur Definition in flugzeugfesten Achsen vernachlässigbar. Wird die erste Zeile von Gl.6.1.15 ebenfalls durch g dividiert, so folgt mit $A \approx -G n_{tz}$ eine sehr wichtige Gleichung, die den Energiehaushalt des Flugzeugs im bewegten Windfeld charakterisiert

$$\frac{\dot{V}_K}{g} + \sin \gamma = \frac{F - W - A \alpha_W}{G} = \frac{F}{G} + \left(\frac{C_W}{C_A} + \alpha_W \right) n_{tz}. \quad (6.1.17)$$

Der Term C_W/C_A in Gl.6.1.17 bestimmt den aerodynamischen Zustand des Flugzeugs. Für einen bestimmten Anstellwinkel α ist der Arbeitspunkt auf der Polaren definiert (vgl. Bild 6.1) und damit auch die Beiwerte C_W und C_A . Letztere liegen parallel zu den Kraftkomponenten W und A und somit sind die Koordinatenachsen der Polare identisch mit aerodynamischen Koordinaten. Die Resultierende von C_W und C_A ist gleich

$$C_R = \frac{R^A}{(\rho/2)V_A^2 S} \quad (6.1.18)$$

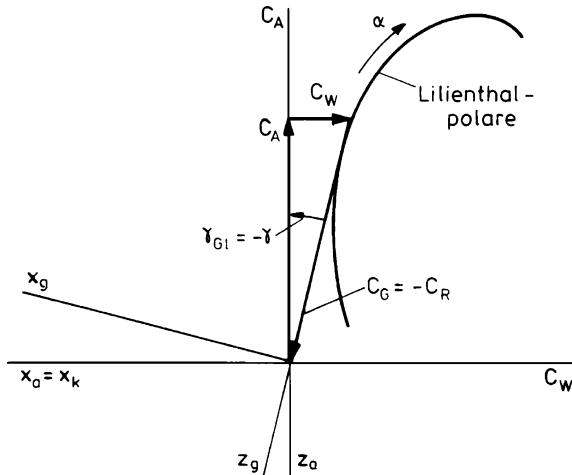


Bild 6.1 Kräftegleichgewicht für Segelflug in ungestörter Atmosphäre

und somit parallel zum Vektor der aerodynamischen Resultierenden \vec{R}^A . Ein unbeschleunigter Flug ist nur möglich, wenn das Kräftepolygon geschlossen ist. Im antriebslosen Fall muß dafür

$$\vec{R}^A + \vec{G} = \vec{0}$$

bzw. C_R gleich dem Gewichtsbeiwert C_G sein. Dieser ist - analog zu den aerodynamischen Beiwerten - definiert als das auf Staudruck und Flügelfläche bezogene Gewicht

$$C_G = \frac{G}{(\rho/2)V_A^2 S} . \quad (6.1.19)$$

Da der Vektor \vec{G} bzw. \vec{C}_G die z_g -Achse festlegt, bestimmt dessen Richtung gegenüber der z_k -Achse den Bahnneigungswinkel γ , den das Flugzeug stationär einnimmt. Dieser ist im antriebslosen Flug ohne Wind gleich dem (nach Definition stets negativen) Gleitwinkel γ_{GI} mit

$$\tan \gamma_{GI} = -\frac{C_W}{C_A} = -\frac{W}{A} \approx \gamma . \quad (6.1.20)$$

Mit dieser Definition läßt sich Gl. 6.1.17 noch einfacher schreiben. Ist γ klein und $n_{tz} = -1$, so gilt

$$\frac{F}{G} = -\gamma_{GI} + \gamma + \alpha_w + \frac{\dot{V}_K}{g} , \quad (6.1.21)$$

und mit $\gamma + \alpha_w = \gamma_A$, vgl. Bild 2.7

$$\frac{F}{G} = -\gamma_{GI} + \gamma_A + \frac{\dot{V}_K}{g}. \quad (6.1.22)$$

Hiermit ist der Schubbedarf sehr anschaulich beschrieben. Er hängt vom aerodynamischen Arbeitspunkt γ_{GI} , vom Bahnwinkel γ , vom Wind-Anstellwinkel α_w und der Bahnbeschleunigung \dot{V}_K ab.

6.2 Energiebetrachtungen und Korhammer-Diagramm

Für die Gesamtenergie eines bewegten Flugzeugs gegenüber der Erde gilt unter Vernachlässigung der Rotationsenergie

$$E = E_{kin} + E_{pot} = \frac{m}{2} V_K^2 + mgH. \quad (6.2.1)$$

Wird diese auf das Gewicht bezogen, so ergibt sich anschaulich die Energiehöhe H_E

$$\frac{E}{G} = \frac{V_K^2}{2g} + H = H_E. \quad (6.2.2)$$

Dieses ist diejenige Höhe, die das Flugzeug nach seinem derzeitigen Energiezustand bei vollständigem Abbau seiner Bahngeschwindigkeit erreichen könnte. Die zeitliche Änderung der Energiehöhe bei konstanter Flugzeugmasse (mit Gl. 1.2.10)

$$\dot{H}_E = \frac{\dot{E}}{G} = \frac{V_K \dot{V}_K}{g} + \dot{H} = V_K \left(\frac{\dot{V}_K}{g} + \sin \gamma \right) \quad (6.2.3)$$

wird auch als „spezifische Überschüßleistung“ bezeichnet. Es liegt nun nahe, analog zum Bahnneigungswinkel γ einen Energiewinkel γ_E wie folgt zu definieren

$$\dot{H}_E = V_K \sin \gamma_E, \quad (6.2.4)$$

worin

$$\sin \gamma_E = \frac{\dot{V}_K}{g} + \sin \gamma = \frac{\dot{E}}{GV_K} \quad (6.2.5)$$

ein Maß für den auf das Gewicht bezogenen Energiegewinn ist, s. /Brockhaus Sch 80/. Diese Größe ist identisch mit der linken Seite von Gl. 6.1.17, γ_E ist gleich demjenigen Bahnwinkel, der im unbeschleunigten Flug unter gleichen Bedingungen möglich ist. Für γ_E wird in der Literatur häufig der Begriff „potentieller Bahnwinkel“ verwendet. Da γ_E aber ein Maß für die Gesamtenergie und nicht nur für die

potentielle Energie ist, kann dieser Ausdruck mißverstanden werden und wird hier durch „Energiewinkel“ ersetzt. Die rechte Seite der Gl.6.1.17 beschreibt die Energiezufuhr und den Energieverbrauch, es gilt

$$\dot{E} = GV_K \left[\frac{F}{G} + \left(\frac{C_W}{C_A} + \alpha_W \right) n_{tz} \right] = V_K F - V_K (\alpha_W - \gamma_{GI}) A = P_F - P_A . \quad (6.2.6)$$

Diese Gleichung gilt exakt, wenn für die Terme F und $(\alpha_W - \gamma_{GI})A$ die Komponenten von Schub- und Luftkraft in Flugbahnrichtung eingesetzt werden. Dem Flugzeug wird durch den Schub Energie zugeführt (Schubleistung $P_F > 0$) und durch die Luftkraft Energie entzogen ($P_A < 0$), so lange $\gamma_{GI} - \alpha_W < 0$, d. h. so lange die aerodynamische Verlustleistung nicht durch entsprechenden Aufwind kompensiert wird.

Die Definition der Energie(-differenz) kann gegenüber einem beliebigen Bezugssystem erfolgen. Die Flughöhe H ist grundsätzlich gegenüber der Erdoberfläche definiert, so daß die potentielle Energie stets wie in Gl.6.2.1 durch mgH ausgedrückt wird. Alle Betrachtungen zum aerodynamischen Zustand eines Flugzeugs beziehen sich aber auf seine Relativgeschwindigkeit zum umgebenden Luftfeld, d. h. auf die Fluggeschwindigkeit V_A . Diese Größe ist als Regelgröße weit wichtiger, als die Bahngeschwindigkeit V_K (gegenüber der Erde), sie spielt bei allen Untersuchungen zum Windeinfluß auf das Flugzeug die dominierende Rolle. In einer Reihe von Arbeiten, z. B. /Krauspe 83/, /Hahn 88/, /König 88/ wird daher die kinetische Energie auf die Fluggeschwindigkeit V_A bezogen und als $V_A^2 m / 2$ ausgedrückt. Die Gesamtenergie ist dann eine Mischgröße und wird als „aero-kinetische Energie“ E_a bezeichnet. Es gilt

$$E_a = E_{a\text{kin}} + E_{\text{pot}} = \frac{m}{2} V_A^2 + mgH . \quad (6.2.1a)$$

In den folgenden Ausführungen wird allerdings die Energiedefinition nach Gl.6.2.1 beibehalten.

Korhammer-Diagramm

Sowohl das Kräftegleichgewicht nach Gl.6.1.5 als auch die Energiegrößen lassen sich sehr anschaulich grafisch im „Korhammer-Diagramm“ darstellen, das einer Erweiterung von Bild 6.1 entspricht und alle am Flugzeug angreifenden Kräfte in einen direkten Zusammenhang zur Polaren stellt, s. /Brockhaus Sch 80/. Um die Wirkung der einzelnen Größen sichtbar zu machen, müssen im Bild alle Winkel gegenüber ihren tatsächlichen Werten vergrößert werden, was die Größenverhältnisse verzerrt. Ansonsten stellt das Korhammer-Diagramm aber die exakten Verhältnisse (für $\Phi = 0$) nach Gleichung 6.1.5 dar.

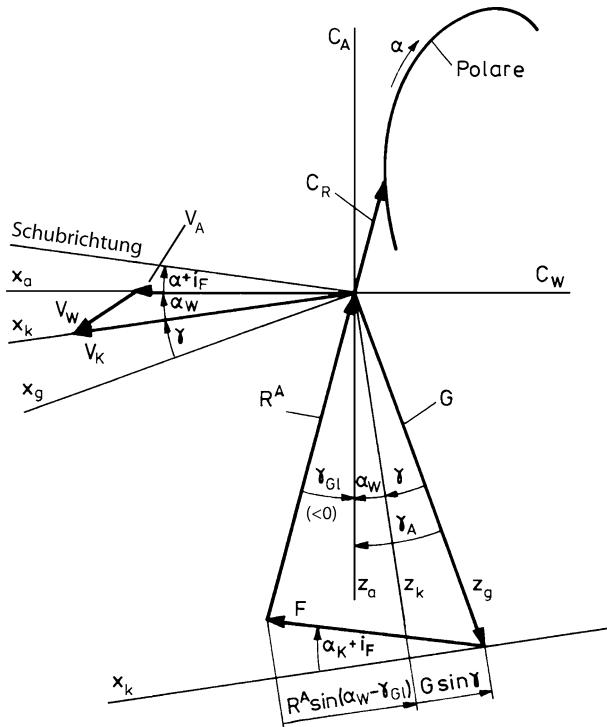


Bild 6.2 Korhammer-Diagramm für unbeschleunigten Flug im stationären Windfeld

In Bild 6.2 wird zunächst durch Wahl des aerodynamischen Arbeitspunktes der Beiwert C_A und damit auch C_R bestimmt, womit die Richtung von \vec{R}^A festliegt. Beim unbeschleunigten Flug entfallen die Träigkeitsterme $m\dot{V}_K$ und $mV_K\dot{\gamma}$. Mit Vorgabe von Wind-Anstellwinkel α_w und Bahnneigungswinkel γ sind auch die Richtungen z_k und z_g gegeben, so daß der Vektor \vec{G} gezeichnet werden kann, vgl. auch Kap.5.4.2. Der Winkel ($\alpha + i_F$) bestimmt die Richtung des Schubvektors \vec{F} , mit Hilfe dessen das Kräftedreieck geschlossen wird. Der Schnittpunkt liefert die Beträge von \vec{F} und \vec{R}^A , und aus

$$R^A = \frac{\rho}{2} V_A^2 S C_R$$

ergibt sich die Fluggeschwindigkeit V_A . Aus dem resultierenden Diagramm lassen sich für den unbeschleunigten Flug einige wichtige Folgerungen ziehen:

- Bei konstantem aerodynamischem Arbeitspunkt und festem Schub bleibt die Summe aus Gleitwinkel γ_{GI} und Flugwindneigungswinkel γ_A (Spitzenwinkel des Kräftedreiecks) konstant.
- Der Flugwindneigungswinkel γ_A , der die Bahn relativ zur umgebenden Luftmasse beschreibt, ist nicht vom stationären Wind abhängig, sondern laut

- Gl.6.1.22 nur von der Differenz zwischen Schub und aerodynamischem Widerstand.
- Eine stationäre Luftbewegung wirkt auf den Kräfte- und Energiehaushalt allein über den Wind-Anstellwinkel α_w . Dieser schwenkt den Auftriebsvektor gegenüber der x_k -Achse (positive Drehung für positives α_w) und verkleinert damit γ gegenüber γ_A (das konstant bleibt).
 - Der Schub kompensiert den durch $(\alpha_w - \gamma_{GI})$ charakterisierten Energieverlust und liefert den für γ nötigen Zuwachs an potentieller Energie.

Leistungsgleichgewicht

Die Leistungsanteile ergeben sich exakt durch Multiplikation der einzelnen x_k -Kraftkomponenten mit V_K

$$\begin{aligned} V_K F \cos(\alpha_K + i_F) & \quad \text{Schubleistung,} \\ V_K G \sin \gamma & \quad \text{Zuwachs an potentieller Energie,} \\ V_K R^A \sin(\alpha_w - \gamma_{GI}) & \quad \text{aerodynamische Verlustleistung.} \end{aligned}$$

Ein positiver Winkel α_w (Abwind) vergrößert die aerodynamische Verlustleistung und bedeutet Energieverlust, ein negativer Wert dagegen Energiezuwachs, beispielsweise wenn ein Segelflugzeug im Aufwind Höhe und damit potentielle Energie gewinnt.

Für den Sonderfall, daß der Schub \vec{F} in der Erdhorizontalen wirkt, d. h. senkrecht zu \vec{G} steht, gilt exakt (vgl. Bild 6.2)

$$\frac{F}{G} = \tan(\gamma + \alpha_w - \gamma_{GI}) . \quad (6.2.7)$$

Dieses entspricht Gl.6.1.21 für den unbeschleunigten Flug.

Beschleunigter Flug

Bild 6.3b zeigt das Korhammer-Diagramm für den beschleunigten Flug und enthält alle Terme von Gl.6.1.5. Im Bild ist die Polare weggelassen und nur noch das Kräftepolygon gezeichnet, das jetzt durch den Vektor $m(d\vec{V}_K/dt)^g$ geschlossen wird. Diesem entspricht der Zuwachs an kinetischer Energie

$$\dot{E}_{\text{kin}} = m V_K \dot{V}_K . \quad (6.2.8)$$

Zusammen mit dem Zuwachs an potentieller Energie

$$\dot{E}_{\text{pot}} = G V_K \sin \gamma \quad (6.2.9)$$

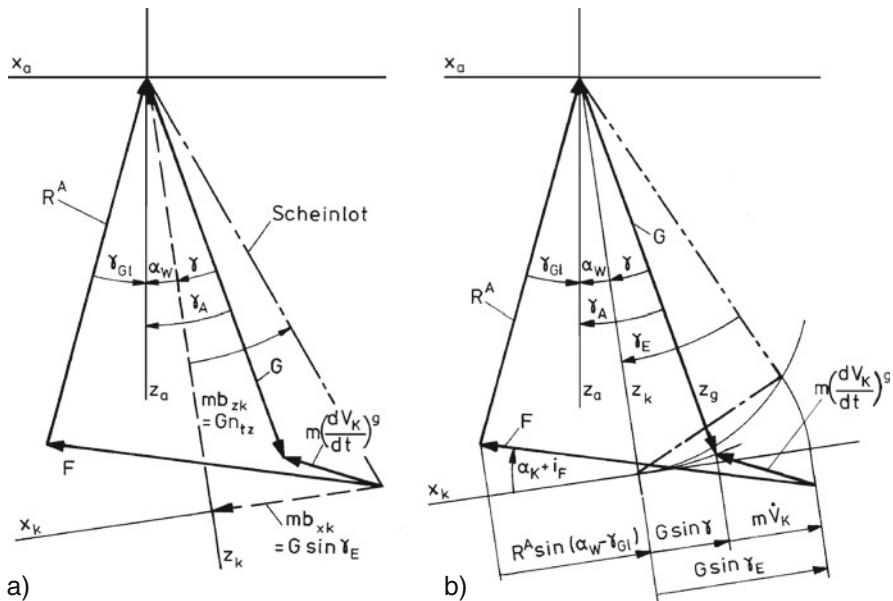


Bild 6.3 Korhammer-Diagramm für beschleunigten Flug. a) mit Beschleunigungsgrößen,
b) mit Energiegrößen

ist jetzt auch die gesamte Überschüsseleistung an der Länge von

$$G \sin \gamma_E = G \sin \gamma + m \dot{V}_K \quad (6.2.10)$$

abzulesen. Der Energiewinkel γ_E selbst ist nur über eine Thaleskreiskonstruktion über den in die z_k -Achse geschwenkten Gewichtsvektor abzulesen. Er gibt denjenigen Winkel an, um den \vec{G} bei vollständigem Abbau der x_k -Beschleunigungskomponente geschwenkt werden könnte. Er ist damit gleich dem bei derzeitigem Schub (und Geschwindigkeit) maximal erreichbaren Bahnneigungswinkel.

In Bild 6.3a sind in das gleiche Diagramm die in bahnfesten Koordinaten meßbaren Beschleunigungskomponenten eingezeichnet, die entsprechend Gl.6.1.15 als Komponenten der äußeren Kraft erscheinen. Ihr Zusammenhang mit dem Energiewinkel γ_E und dem Gesamtlastvielfachen n_{tz} ist ebenfalls abzulesen nach Gln.6.1.16 und 6.2.5 als

$$mb_{xk} = G \sin \gamma_E = G n_{tx} \quad (6.2.11)$$

$$mb_{zk} = G n_{tz} . \quad (6.2.12)$$

Beide Vektoren legen schließlich das Scheinlot (Ausschlag eines Pendels) fest, das gegenüber der z_k -Achse den Winkel ρ einnimmt mit

$$\tan \rho = \frac{b_{xk}}{b_{zk}} = \frac{\sin \gamma_E}{n_{tz}} . \quad (6.2.13)$$

Hiermit sind alle diejenigen Größen, die die Flugleistungen bestimmen, in einen anschaulichen Zusammenhang gebracht. Am Korhammer-Diagramm können alle beschleunigten oder verzögerten Flugzustände mit und ohne Schub oder Wind dargestellt werden unter der Einschränkung, daß alle Geschwindigkeits- und Kraftvektoren in der Flugzeugsymmetriebene liegen /[Brockhaus Sch 80/](#).

Messung des Energiewinkels

Der Energiewinkel γ_E ist eine wichtige Zustandsgröße /[König 88/](#), die vielfach als Anzeige- oder Regelgröße eingesetzt wird (vgl. [Kap.18.1.2, 20.3.1](#) (Geschwindigkeitsregelung) und [20.3.4](#) (automatischer Start und automatisches Durchstarten)). Sie ist nach Gl.[6.2.11](#) proportional der Komponente der spezifischen Kraft b_{xk} in Flugbahnrichtung x_k . Mit Hilfe flugzeugfester Beschleunigungsmesser kann sie wie folgt bestimmt werden. Mit [Gl.2.2.7](#) gilt für $\beta_K = 0$ und $\mu_K = 0$ (d. h. $\Phi = 0$)

$$\begin{bmatrix} b_x \\ b_y \\ b_z \end{bmatrix}_k = \begin{bmatrix} \cos \alpha_K & 0 & \sin \alpha_K \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \alpha_K & 0 & \cos \alpha_K \end{bmatrix} \begin{bmatrix} b_x \\ b_y \\ b_z \end{bmatrix}_f . \quad (6.2.14)$$

Daraus folgt mit Gl.[6.2.11](#)

$$\sin \gamma_E = \frac{b_{xk}}{g} = \frac{1}{g} (b_{xf} \cos \alpha_K + b_{zf} \sin \alpha_K) . \quad (6.2.15)$$

Da α_K nicht direkt meßbar ist, wird meist näherungsweise angesetzt

$$\sin \gamma_E = \frac{b_{xk}}{g} \approx \frac{1}{g} (b_{xf} \cos \alpha + b_{zf} \sin \alpha) . \quad (6.2.16)$$

Es sei daran erinnert, daß die Überlegungen dieses Kapitels für den Fall $\Phi = 0$ durchgeführt wurden. Für den Kurvenflug ist mit den Gleichungen aus [Kap.6.1.1](#) ein erweiterter Ansatz zu machen.

6.3 Reaktion des Flugzeugs auf Stellkommandos

Im folgenden werden mit Hilfe des Korhammer-Diagramms zwei physikalische Phänomene untersucht, die als Allpaßeinflüsse in der Flugzeulgängsbewegung zu unerwarteten Flugzeugreaktionen führen und die die Möglichkeiten einer präzisen Bahnregelung einschränken. Das erste ist unter dem Namen „Fahrtinstabilität“ (*backside operation*) bekannt, das zweite betrifft die stationäre Reaktion des Flugzeugs auf Schubkommandos, s. /[Neumark 57/](#). Dieses geschieht als Vorbereitung und zum besseren Verständnis der Diskussion linearer Übertragungsfunktionen in [Kap.8.3](#).

6.3.1 Verhalten unterhalb der Fahrt minimalen Widerstandes

Wird der Anstellwinkel α so weit vergrößert (bezogen auf Bild 6.2), daß C_R die Tangente an die Polare bildet, so erreicht der Gleitwinkel γ_{GI} seinen minimalen Betrag wie in Bild 6.4a. Die zu diesem Polarenpunkt gehörende Fluggeschwindigkeit wird als Fahrt minimalen Widerstandes $V_{A \text{ m.W.}}$ (*minimum drag speed*) bezeichnet, wobei auch die Bezeichnung „Fahrt minimalen Gleitwinkels“ zutreffend wäre. Dieser Sonderfall ist dadurch gekennzeichnet, daß die Steigung der Polaren gleich dem lokalen Verhältnis von C_W / C_A ist, also

$$\frac{C_W}{C_A} = \frac{\partial C_W}{\partial C_A} = \frac{\partial C_W / \partial \alpha}{\partial C_A / \partial \alpha} = \frac{C_{W\alpha}}{C_{A\alpha}} . \quad (6.3.1)$$

In diesem Fall bleibt der Gleitwinkel γ_{GI} bei kleinen Anstellwinkeländerungen nahezu konstant. Damit wird bei festem Schub auch γ unabhängig von α . Ein

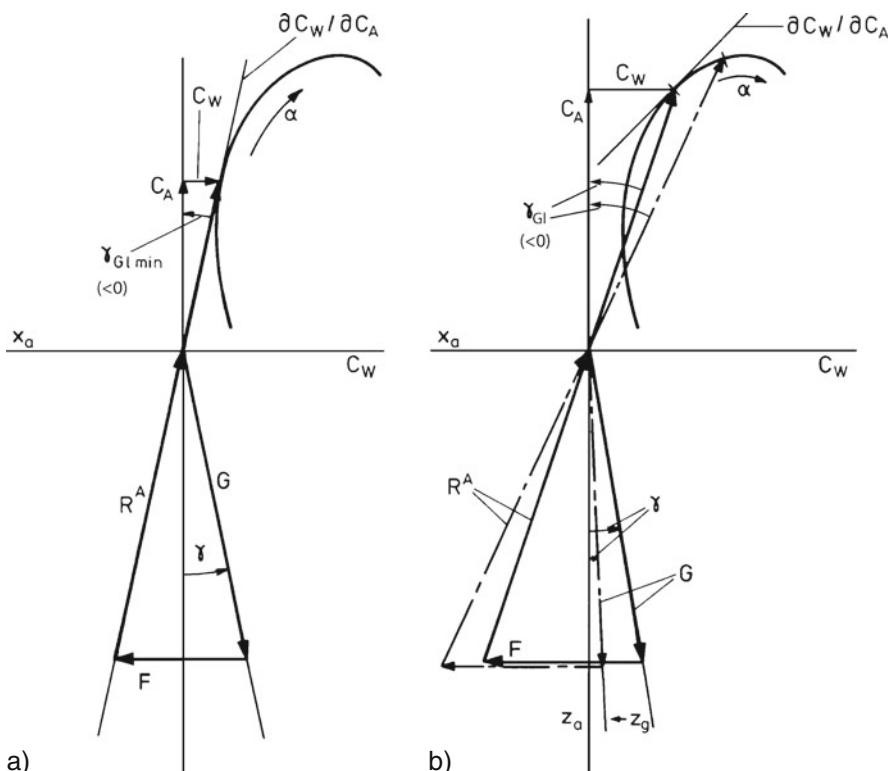


Bild 6.4 Zur Flugzeugreaktion im Langsamflug. a) Punkt minimalen Widerstandes, b) Flug unterhalb der Fahrt minimalen Widerstandes

Höhenruderausschlag bewirkt über C_R ausschließlich eine Fahrtänderung. Bei weiter anwachsendem Anstellwinkel wird γ_{GI} wieder größer und es wird

$$\frac{\partial C_W}{\partial C_A} = \frac{C_{W\alpha}}{C_{A\alpha}} > \frac{C_W}{C_A}. \quad (6.3.2)$$

Da auch C_R wächst, reduziert sich die Fahrt V_A weiter. Dieser Langsamflugbereich wird als „unterhalb der Fahrt minimalen Widerstandes“ bezeichnet. An Bild 6.4b ist leicht abzulesen, daß sich hier der Zusammenhang zwischen α und γ umkehrt: Eine Vergrößerung des Anstellwinkels bewirkt eine Vergrößerung von γ_{GI} , was bei festem Schub durch eine Verkleinerung des Bahnwinkels γ erkauft werden muß. Ein negatives Höhenruderkommando („ziehen“) bewirkt also umgekehrt wie erwartet ein Absinken der Flugbahn. Andererseits wird gleichzeitig (wie im Normalflugbereich) C_R größer und damit die Fahrt reduziert, vgl. /Pinsker 72/, /Brockhaus Sch 76/.

Das Korhammer-Diagramm zeigt eindeutig die Ursache dieses Phänomens: Der Schubvektor ist nicht in der Lage, den überproportionalen Widerstandsanstieg zu kompensieren. Nur eine Schuberhöhung erlaubt in diesem Flugbereich eine Reduzierung der Fahrt ohne Veränderung des Bahnwinkels. Die Tatsache, daß Piloten in diesem Flugbereich bei dem Versuch, die Höhe allein mit Hilfe des Höhenruders zu halten, scheitern, weil die Fahrt immer weiter absinkt, hat diesem Phänomen den unzutreffenden Namen „Fahrtinstabilität“ eingebracht. Es handelt sich aber nicht um eine Instabilität des Flugzeugs, das ohne Steuereingaben auch in diesem Flugbereich durchaus stationär, d. h. stabil fliegen kann, sondern um einen Allpaßeinfluß in der Übertragungsfunktion $\hat{g}_{\gamma\eta}$, wie in Kap.8.5.2 gezeigt wird.

Diese Zusammenhänge lassen sich gut am Pénaud-Diagramm (Fahrtpolare) in Bild 6.5 aufzeigen. Die Polare wird in guter Näherung durch eine quadratische Funktion beschrieben, vgl. Gl.3.1.13

$$C_W = C_{W\min} + k C_A^2 \quad (6.3.3)$$

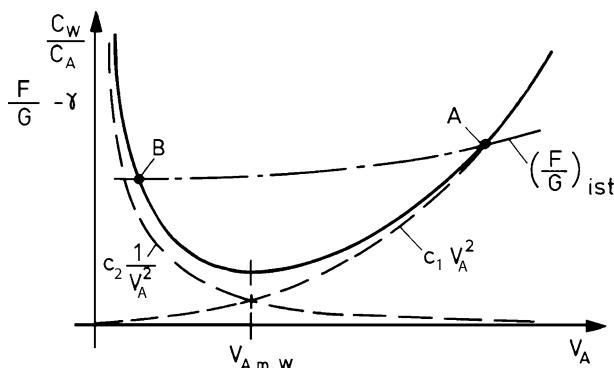


Bild 6.5 Fahrtpolare (Pénaud-Diagramm)

beziehungsweise

$$\frac{C_W}{C_A} = \frac{C_{W\min}}{C_A} + k C_A . \quad (6.3.4)$$

Mit Gl.6.1.18 und 6.1.19 folgt daraus für den stationären Fall ohne Wind

$$\frac{C_W}{C_A} = C_{W\min} \frac{\rho S}{2G} V_A^2 + k \frac{2G}{\rho S} \frac{1}{V_A^2} = c_1 V_A^2 + c_2 \frac{1}{V_A^2} = \frac{F}{G} - \gamma . \quad (6.3.5)$$

Beide Seiten dieser Gleichung sind in Bild 6.5 dargestellt. Die Funktion $C_W/C_A = f(V_A)$ setzt sich aus einer Hyperbel und einer Parabel zusammen und hat ein ausgeprägtes Minimum. Für konstanten Schub (dieser ist im allgemeinen fahrtabhängig) ergeben sich wieder zwei Arbeitspunkte, die denen in Bild 6.4b entsprechen. Am Arbeitspunkt unterhalb der Fahrt minimalen Widerstandes $V_{A\text{m.W.}}$ (engl.: *flight below minimum drag speed* oder *flight on the backside of the power required curve* oder kurz: *backside operation*) gilt wie nach Gl.6.3.2

$$\frac{C_W}{C_A} < \frac{\partial C_W}{\partial C_A} .$$

Bei einer kleinen Fahrtverminderung wird der Widerstand größer als der vorhandene Schub, so daß die Fahrt weiter abnimmt (und umgekehrt). Diese Fahrt-, „Instabilität“ entsteht aber erst, wenn die im Bild dargestellten Verhältnisse erzwungen werden, d.h. wenn neben konstantem Schub auch der Bahnwinkel (z. B. mit Hilfe des Höhenruders) konstant gehalten wird, so daß die Funktion $F/G - \gamma$ fest bleibt. Wird der Bahnwinkel freigegeben, so kann diese Funktion sich so einstellen, daß ein neuer Arbeitspunkt entsteht. Dieses Phänomen tritt bei hohen C_A -Werten auf, also sowohl im Langsamflug als auch beim Flug in großer Höhe (großes C_A wegen kleiner Luftdichte).

6.3.2 Reaktion des Flugzeugs auf Schubänderungen

Ersetzt man in Gl.6.1.17 α_W durch w_W mittels Gl.6.1.8, so folgt

$$\frac{F}{G} = - \left(\frac{C_W}{C_A} + \frac{w_W}{V_A} \right) n_{tz} + \sin \gamma + \frac{\dot{V}_K}{g} . \quad (6.3.6)$$

Man erkennt, daß der erforderliche Schub eine Funktion ist

- des Gesamtlastvielfachen n_{tz} (im Horizontalflug ist $n_{tz} = -1$, vgl. Kap.5.2.2),
- der aerodynamischen Güte (C_W/C_A) bzw. des Gleitwinkels γ_{GI} ,
- der Vertikalgeschwindigkeit des Windfeldes w_W (positiv bei Abwind),
- des Flugbahnwinkels γ ,
- der Flugbahnbeschleunigung \dot{V}_K .

Hieraus läßt sich der Schubbedarf in verschiedenen Situationen ablesen. Soll z. B. wie allgemein üblich die Fluggeschwindigkeit V_A konstant gehalten werden, so wird wegen

$$\dot{V}_K = \dot{V}_A + \dot{u}_W$$

aus Gl.6.3.6

$$\frac{F}{G} = -\gamma_{GI} + \gamma + \frac{w_W}{V_A} + \frac{\dot{u}_W}{g} . \quad (6.3.7)$$

Aus dem letzten Term dieser Gleichung ist z. B. ersichtlich, daß der Schub bei zunehmendem Rückenwind u_W (Rückenwindscherung) zu erhöhen ist, um das Flugzeug so zu beschleunigen, daß die Fahrt V_A konstant bleibt. Umgekehrt läßt sich auch die stationäre Flugzeugreaktion auf einen Schubsprung recht einfach ermitteln und damit ein erster Einblick in das Flugzeugverhalten gewinnen, der später auch für die Auswahl von Regelschleifen sehr nützlich sein wird. Ausgangspunkt ist der unbeschleunigte Flug ohne Wind.

Unmittelbar nach einem Schubsprung kann weder der Bahnwinkel noch der Anstellwinkel und damit der aerodynamische Zustand (γ_{GI}) sich verzögerungsfrei ändern, so daß als Anfangsreaktion mit Gl.6.3.6 eindeutig folgt

$$\begin{aligned} \dot{V}_K(t=0) &= \frac{\Delta F}{m} \\ &= \dot{V}_A(t=0) , \quad \text{wenn } \dot{u}_W = 0 . \end{aligned} \quad (6.3.8)$$

Das entspricht unmittelbar dem Newtonschen Gesetz. Die stationäre Antwort ergibt sich aus folgender Zusatzbedingung: Solange keine Momentenänderung erzeugt wird, kehrt der Anstellwinkel bei statischer Längsstabilität nach jeder Störung auf seinen Ausgangswert zurück. Damit wird auch der ursprüngliche aerodynamische Arbeitspunkt auf der Polaren wieder erreicht, d. h. γ_{GI} bleibt konstant und auch V_A (s.o.), und die stationäre Antwort (Index ∞) auf einen Schubsprung ist

$$\Delta V_{A\infty} = \Delta V_{K\infty} = 0 \quad (6.3.9)$$

so wie nach Gl.6.3.7

$$\Delta \gamma_\infty = \frac{\Delta F}{G} . \quad (6.3.10)$$

Die Schubenergie wird also stationär ausschließlich in potentielle Energie umgesetzt, während die Geschwindigkeit konstant bleibt. Letztere Feststellung ist überraschend, da sie der Erfahrung mit Land- oder Seefahrzeugen widerspricht.

Läßt man allerdings die in Gl.6.1.17 gemachte Einschränkung fallen, daß der Term $F \sin(\alpha_K + i_F)$ vernachlässigbar ist, somuß dieses Ergebnis leicht modifiziert

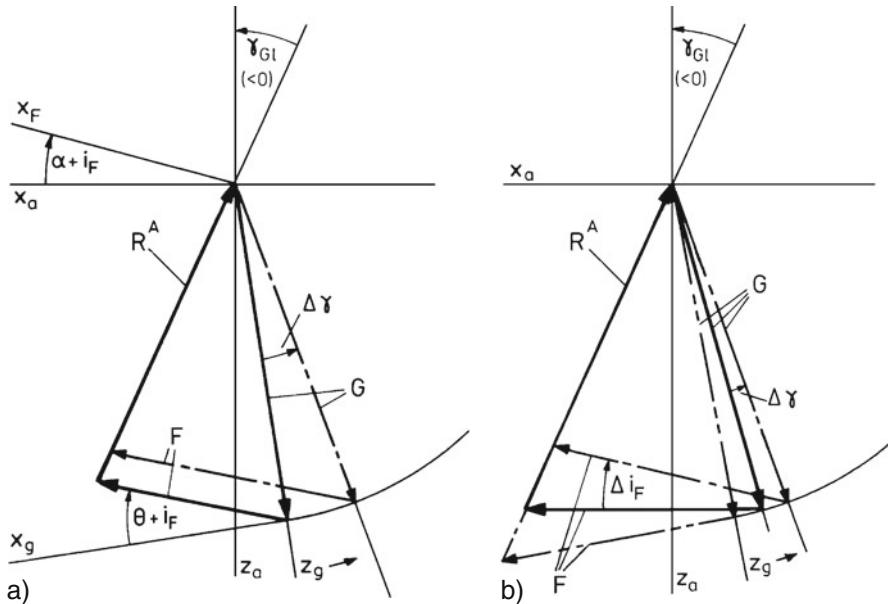


Bild 6.6 Flugzeugreaktion auf Schubänderungen. a) Änderung des Betrages, b) Änderung des Schubeinstellwinkels i_F (Schubvektorsteuerung)

werden. In den Korhammer-Diagrammen von Bild 6.6 ist γ_{GI} fest und damit die Richtung des Vektors \vec{R}^A . In dem häufig auftretenden Fall, daß der Schub eine (kleine) Komponente in negativer z_g -Richtung (nach oben) hat, wie in Bild 6.6a, d. h. wenn

$$\Theta + i_F > 0$$

ist, bewirkt eine Schuberhöhung wegen der festen Länge von \vec{G} neben der Öffnung des Kräftedreiecks auch eine Verkürzung des Vektors \vec{R}^A und damit eine Verringerung von V_A . Die Reaktion ist also umgekehrt wie erwartet, so wie entgegengesetzt zur Anfangsreaktion. Die Länge von \vec{R}^A und damit auch V_A bleibt bei kleinen Schubänderungen nur dann konstant, wenn der Schubvektor \vec{F} senkrecht zu \vec{G} , d. h. in der Erdhorizontalen (x_g) wirkt. Nur dann kann bei einem nach Länge und Richtung festen \vec{R}^A der Schub verändert werden (vgl. Bild 6.6b) und die Wirkung des Zusatzschubes besteht allein in einer Öffnung des Kräftedreiecks, d. h. in einer Vergrößerung des Bahnwinkels.

Ein weiterer Einfluß liegt vor, wenn ein Schubmoment existiert, da sich dann auch der Anstellwinkel ändert. Im Arbeitspunkt wird nach GI.5.4.4 das Schubmoment durch ein stationäres aerodynamisches Moment ausgeglichen

$$\frac{\rho}{2} V_A^2 S \bar{c} C_{m0} + z_F F_0 = 0 . \quad (6.3.11)$$

Bei einer Schuberhöhung ist ein erneutes Momentengleichgewicht nur über einen veränderten Anstellwinkel zu erzielen

$$\frac{\rho}{2} V_A^2 S \bar{c} C_{m\alpha} \Delta\alpha + z_F \Delta F = 0, \quad (6.3.12)$$

so daß als stationäre Reaktion folgt

$$\Delta\alpha_\infty = -\frac{1}{\bar{c}} \frac{z_F}{(\rho/2) V_A^2 S C_{m\alpha}} \Delta F. \quad (6.3.13)$$

Bei positivem Schubmoment wird α also größer, und damit auch C_R . Das bewirkt eine Verringerung der Fahrt V_A . Im Normalflugbereich (oberhalb der „Fahrt minimalen Widerstandes“) wird damit gleichzeitig γ_G kleiner.

Als Ergebnis bleibt festzuhalten, daß die stationäre Fahrtänderung nach einem Schubsprung klein ist. Sie ist negativ, wenn der Schubvektor ein aufnickendes Moment erzeugt. Die Anfangsreaktion nach einem Schubsprung folgt aus der Nickmomentengleichung (2. Zeile in Gl.5.2.24) und lautet

$$\dot{q}_K(t=0) = \frac{z_F}{I_y} \Delta F. \quad (6.3.14)$$

Wird der Schubeinstellwinkel i_F als Stellgröße benutzt (Schubvektorsteuerung), so wirkt sich das sowohl auf das Kräftepolygon als auch auf den Momentenhaushalt aus. Die Wirkung auf den Kräftehaushalt (ohne Schubmoment) ist in Bild 6.6b gezeigt. Für positiven Wert Δi_F wird der Vektor \vec{R}^A verkleinert, d. h. V_A verkleinert. Der Gewichtsvektor wird zurückgeschwenkt, und damit der Bahnwinkel γ vergrößert. Wird der Triebwerksstrahl nicht im Flugzeugschwerpunkt sondern dahinter, beispielsweise am Flugzeugheck abgelenkt, wie es Bild 6.7 zeigt, so ergibt sich zusätzlich ein negatives (abnickendes) Moment, das stationär V_A erhöht und γ verringert.

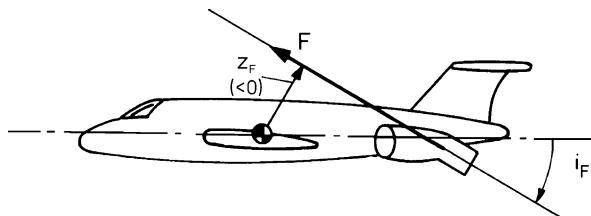


Bild 6.7 Zur Schubvektorsteuerung

6.4 Reaktion des Flugzeugs im Windfeld

Böen haben im Vergleich zur Fluggeschwindigkeit kleine Amplituden und bewirken nur kleine Abweichungen vom Arbeitspunkt. Ihr Einfluß ist daher recht gut mit linearisierten Gleichungen zu beschreiben bzw. abzuschätzen. Das gilt nicht mehr für großräumige, langsam veränderliche Windfelder, wie sie z. B. als Windscherungen in Gewittern, an Fronten oder an Bodenerhebungen auftreten. Sie können eine erhebliche Änderung des Energiehaushalts am Flugzeug bewirken. Die Folge sind Bahnstörungen, die nur durch starke und längerfristige Steuereingriffe verhindert werden können und deshalb größere Abweichungen vom ausgetrimmten Flugzustand verursachen. Zur Abschätzung der Wirkung stationärer und beschleunigter Windfelder sind deshalb nichtlineare Gleichungen heranzuziehen /[Hahn 88](#).

Da der Einfluß großräumiger Windfelder auf den Momentenhaushalt wegen der kleinen Windgradienten gering ist, genügt ein auf die Kraftgleichungen reduzierter Gleichungsansatz, wie er in diesem Kapitel verwendet wird. Bei Abschätzung der stationären Flugzeugreaktion kann grundsätzlich davon ausgegangen werden, daß Störungen des Momentenhaushalts schnell abgebaut werden und der Anstellwinkel auf seinen ursprünglichen Wert zurückkehrt. Damit bleibt der aerodynamische Arbeitspunkt mit γ_{GI} und V_A unverändert und der stationäre Wind wirkt sich ausschließlich über die Geschwindigkeitsbeziehung

$$\vec{V}_A = \vec{V}_K - \vec{V}_W . \quad (1.2.18)$$

auf die Flugbahn aus. Hier werden die Wirkungen von Änderungen der translatorischen Windkomponenten bei geradliniger Flugbahn diskutiert. Das Verhalten eines Flugzeugs im Kurvenflug bei stationärem Wind wird u. a. in /[Buchholz Ru 91](#)/ beschrieben.

6.4.1 Rückenwind

Wenn nur eine horizontale Windkomponente wirkt, gilt nach Gl.[6.1.8](#):

$$V_A = V_K - u_{Wg} \cos \gamma \quad (6.4.1)$$

$$\alpha_W = \frac{u_{Wg}}{V_A} \sin \gamma . \quad (6.4.2)$$

Eine Zunahme von u_{Wg} (steigender Rückenwind) bewirkt bei festem γ_{GI} und V_A stationär eine Vergrößerung von V_K und sekundär (über $\sin \gamma$) auch eine kleine Änderung von α_W . Unmittelbar nach einem u_{Wg} -Sprung kann V_K (wegen der Massenträgheit) nur verzögert reagieren, so daß V_A sich sprungförmig ändert

$$\Delta V_A(t=0) = -u_{Wg}, \quad (6.4.3)$$

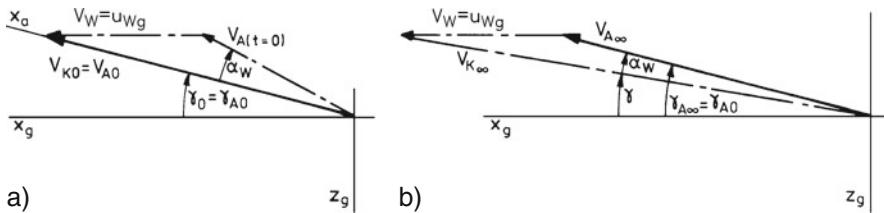


Bild 6.8 Geschwindigkeitsdreieck bei Rückenwind. a) Anfangsverhalten nach Rückwindsprung, b) stationäre Reaktion

vgl. Bild 6.8a. Damit ändern sich auch C_R und α sofort. Bei statischer Stabilität kehren α und V_A auf ihre früheren Werte zurück (und damit auch C_R), d. h. das Flugzeug beschleunigt auf Kosten seiner potentiellen Energie, bis stationär gilt, vgl. Bild 6.8b

$$\Delta V_{K\infty} = u_{Wg} . \quad (6.4.4)$$

Die Störung wird für $t = 0$ vollständig in V_A und für $t \rightarrow \infty$ vollständig in V_K aufgefangen. Dieses Grenzverhalten wird durch die folgende Darstellung veranschaulicht.

$$V_A = \overset{t=0}{V_K - u_{Wg}} \underset{t \rightarrow \infty}{\rightarrow} .$$

Während bei konstanter Gesamtenergie die Beschleunigung des Flugzeugs zu einem Höhenverlust führt, zeigt die Diskussion zu Bild 6.2, daß stationär keine Beeinflussung des Kräftegleichgewichts bleibt, da der Flugwindneigungswinkel γ_A , der die Öffnung des Kräftedreiecks in Bild 6.2 bestimmt, nicht vom Wind abhängig ist. Damit kehrt auch der Flugwindneigungswinkel γ_A auf seinen Ausgangswert zurück. Der Rückenwind wirkt sich also stationär in erster Linie auf die Bahngeschwindigkeit V_K aus und – in geringem Maße – auf den Bahnwinkel γ , der sich mit α_w ändert.

6.4.2 Seitenwind

Bei sprungförmiger seitlicher Anströmung v_W (z. B. Einflug in ein horizontales Windfeld) entsteht zunächst mit Gl.2.2.29 ein Wind-Schiebewinkel

$$\beta_W = \frac{v_W}{V_A} . \quad (6.4.5)$$

Nach Gl.2.2.23a gilt (für $\Phi = 0$) die Winkelbeziehung

$$\chi = \Psi + \beta + \beta_W . \quad (6.4.6)$$

Wegen der Trägheit des Flugzeugs können sich Bahnazimut χ und Steuerkurs ψ nur verzögert ändern. Also muß der Schiebewinkel sprungförmig reagieren mit (vgl. Bild 6.9a)

$$\beta(t=0) = -\beta_W . \quad (6.4.7)$$

Auf Grund seiner Windfahnen-Stabilität ($C_{n\beta}$) dreht das Flugzeug so lange in den Wind, bis β wieder null wird und $\beta_K = \beta_W$ ist, vgl. Bild 6.9b. Da über $C_{l\beta}$ dabei der Auftriebsvektor geschwenkt wird, entsteht ein Höhenverlust. Auch die horizontale Bahn wird dabei verlassen.

Das Flugzeug läßt sich nur durch eine Regelung auf seiner ursprünglichen, geradlinigen Bahn halten. Das wird in Kap.16.4.1 näher ausgeführt.

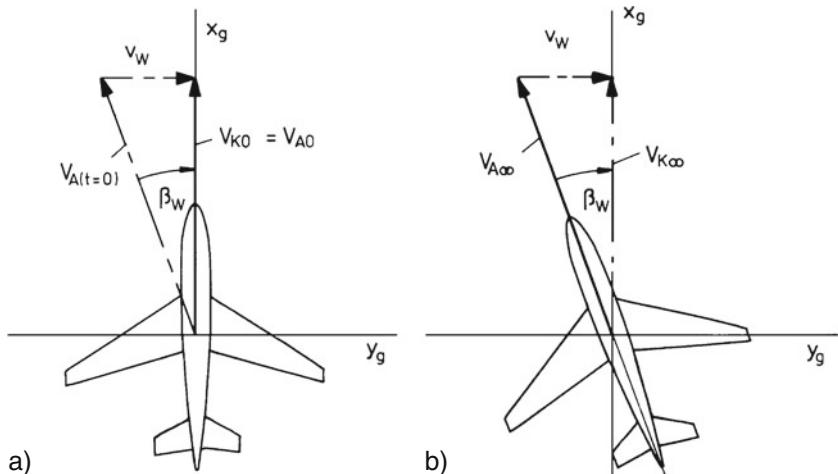


Bild 6.9 Geschwindigkeitsdreieck bei Seitenwind. a) Anfangsverhalten nach Seitenwindsprung, b) stationäre Reaktion

6.4.3 Abwind

Fliegt ein Flugzeug aus ruhender Luft in ein Abwindfeld ein, so entsteht nach Gl.2.2.29 ein positiver Wind-Anstellwinkel

$$\alpha_W = \frac{w_W}{V_A} . \quad (6.4.8)$$

Die anfängliche Wirkung von α_W wird bestimmt durch die Winkelbeziehung (nach Gl.2.2.10 und 2.2.24 mit $\Phi = 0$)

$$\Theta = \gamma + \alpha + \alpha_W . \quad (6.4.9)$$

Da Θ und γ sich nur verzögert ändern können, gilt unmittelbar nach einem w_w -Sprung, vgl. Bild 6.10a

$$\Delta\alpha(t=0) = -\alpha_w = -\frac{w_w}{V_A} . \quad (6.4.10)$$

Stationär kehren α wie auch V_A und γ_A zu ihren Ausgangswerten zurück und damit auch \vec{R}^A . Bei festem Schub \vec{F} bleibt stationär das gesamte Kräftepolygon in Bild 6.3 unverändert und damit auch sein Öffnungswinkel (Winkel zwischen Scheinlot und \vec{R}^A). Das ist nur möglich, wenn der Vektor \vec{V}_K (und damit auch z_k) im negativen Sinn um α_w gegenüber den erdfesten Koordinaten gedreht wird, was einer negativen Änderung des Bahnwinkels entspricht. Es gilt also stationär, vgl. Bild 6.10b

$$\Delta\gamma_\infty = -\alpha_w = -\frac{w_w}{V_A} \quad (6.4.11)$$

$$\Delta\gamma_A = 0, \quad (6.4.12)$$

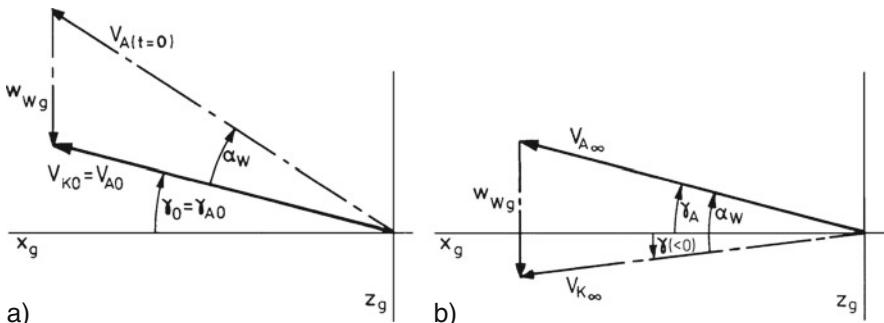


Bild 6.10 Geschwindigkeitsdreieck bei stationärem Abwind. a) Anfangsreaktion, b) stationäre Reaktion

während mit α und γ_A auch Θ unverändert ist. Das Grenzverhalten lässt sich wieder folgendermaßen veranschaulichen

$$\begin{array}{c} \overbrace{\hspace{1cm}}^{t=0} \\ \alpha = -\gamma + \Theta - \alpha_w \\ \overbrace{\hspace{1cm}}^{t \rightarrow \infty} \end{array} .$$

Anfänglich geht die Störung vollständig in α ein. Stationär wird der Wind-Anstellwinkel α_w durch den Bahnwinkel kompensiert und bewirkt so eine Änderung der potentiellen Energie. Dagegen kehrt γ_A auf seinen ursprünglichen Wert zurück, d. h. das Flugzeug „schwimmt“ mit dem umgebenden Windfeld mit.

Insgesamt überwiegt nach /Hahn 88/ stationär der Einfluß des Vertikalwindes auf die Flugbahn gegenüber dem des Horizontalwindes.

6.4.4 Verhalten bei variablem Wind

Örtlich variable Windfelder

In Kap.4.2 wurde die Kopplung zwischen Wind und Flugzeugbewegung beschrieben. In einem stationären Windfeld, in dem sich der Wind mit dem Ort ändert, hängt die auf das Flugzeug wirkende Änderung der Windgeschwindigkeit (Windbeschleunigung) nach Gl.4.2.2 vom Scherungstensor und von der Bahngeschwindigkeit des Flugzeugs ab. Die Elemente des Scherungstensors, die Windgradienten, beschreiben Windscherungen. Obwohl konstante Windgradienten im allgemeinen keine sehr große räumliche Ausdehnung haben und deshalb auf das Flugzeug nur kurzzeitig einwirken, ist die (quasi-)stationäre Reaktion des Flugzeugs von grundsätzlichem Interesse. Da Windgradienten die Windgeschwindigkeit zeitlich ändern, beeinflussen sie erstens erheblich die Flugbahn, s. /Hahn 88/, und zweitens verändern sie wegen ihrer Ortsabhängigkeit die Stabilität der Flugbewegung, s. /Krauspe 83/.

Betrachtet man nur die Längsbewegung des Flugzeugs – der Einfachheit halber – in der Vertikalebene (x_g - z_g -Ebene), so erfährt ein Flugzeug nach Gl.6.1.7 wegen der vier Windgradienten u_{Wx} , u_{Wz} , w_{Wx} und w_{Wz} beim Durchfliegen des Windfeldes die folgenden Windbeschleunigungen:

$$\dot{u}_W = u_{Wx} V_K \cos \gamma - u_{Wz} V_K \sin \gamma \quad (6.4.13)$$

$$\dot{w}_W = w_{Wx} V_K \cos \gamma - w_{Wz} V_K \sin \gamma . \quad (6.4.14)$$

Die daraus resultierenden Windgeschwindigkeiten wirken sich auf den Vektor der Bahngeschwindigkeit \vec{V}_K aus und zwar auf seinen Betrag V_K und seine Richtung γ . Da V_K und γ auf der rechten Seite von Gl.6.4.13 und 6.4.14 stehen, bestehen Wechselwirkungen zwischen dem Windfeld und der Flugbahn, so daß für eine Bahnberechnung keine einfache Näherungslösung hergeleitet werden kann sondern eine vollständige Simulation notwendig ist.

Zeitlich variable Windfelder

Aussagen zur Flugbahn sind einfacher möglich, wenn angenommen wird, daß die Änderungen der Windgeschwindigkeit \dot{u}_{Wg} und \dot{w}_{Wg} nur von der Zeit abhängen und nicht vom Ort. Wenn weiterhin vorausgesetzt wird, daß der Schub F und die Fluggeschwindigkeit V_A konstant bleiben und wenn das Lastvielfache $n_z \approx 1$ ist, dann wird nach /Hahn 88/ der Einfluß eines beschleunigten Windfeldes auf die Vertikalbewegung durch folgende Beziehung beschrieben:

$$\gamma_A = \frac{\gamma_{A0} - \frac{\dot{u}_{Wg}}{g}}{1 - \frac{\dot{w}_{Wg}}{g}}, \quad (6.4.15)$$

wobei $\gamma_{A0} = \gamma_0 = \varTheta_0 - \alpha_0$ der stationäre Flugwindneigungswinkel ohne Wind ist. Die Gleichung sagt aus, daß bei konstanter Fahrt der Flugwindneigungswinkel γ_A in

einfacher Weise von \dot{u}_{Wg} und \dot{w}_{Wg} abhängt und bei konstanten Windbeschleunigungen ebenfalls konstant ist. In anderen Worten, das Flugzeug bewegt sich gegenüber der Luftmasse mit konstantem V_A , wie es dem ausgetrimmten Zustand entspricht, und beschleunigt zusammen mit der Luftmasse gegenüber der Erde. Also ist der Einfluß auf die Bahn- und Vertikalbeschleunigung

$$\dot{V}_K = \dot{u}_W \quad (6.4.16)$$

$$\ddot{H} = \dot{w}_W. \quad (6.4.17)$$

Bei einer konstanten horizontalen Windbeschleunigung \dot{u}_{Wg} ergibt sich der Flugbahnwinkel nach [/Hahn 88/](#) näherungsweise zu

$$\gamma(t) = \frac{\gamma_{A0} - \frac{\dot{u}_{Wg}}{g}}{1 + \frac{\dot{u}_{Wg} t}{V_A}} \quad (6.4.18)$$

und bei einer konstanten vertikalen Windbeschleunigung \dot{w}_{Wg} zu

$$\gamma(t) = \frac{\gamma_{A0}}{1 - \frac{\dot{w}_{Wg}}{g}} - \frac{\dot{w}_{Wg} t}{g}. \quad (6.4.19)$$

Bild 6.11a zeigt die Flugbahn bei zunehmendem Gegenwind und Bild 6.11b zeigt die Bahn bei zunehmenden Aufwind. Es ist zu erkennen, daß die Näherungen nach Gl.6.4.18 und Gl.6.4.19 sehr gut mit dem Ergebnis einer nichtlinearen Simulation übereinstimmen.

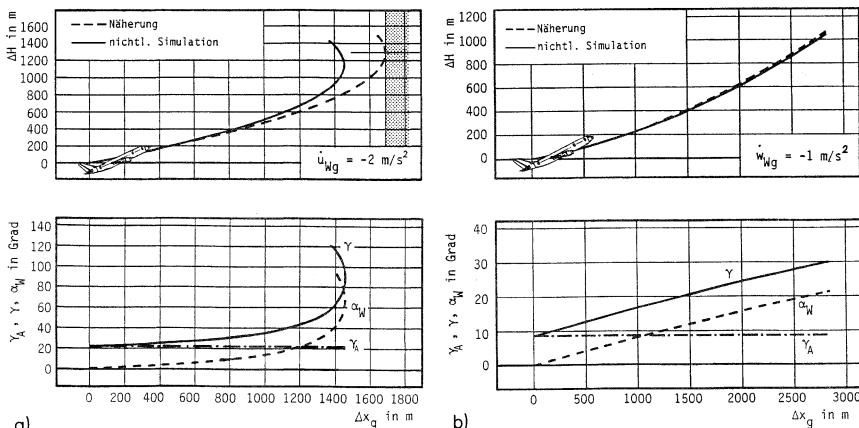


Bild 6.11 a) Flug bei konstanter horizontaler Windbeschleunigung \dot{u}_{Wg} (zunehmender Gegenwind), b) Flug bei konstanter vertikaler Windbeschleunigung \dot{w}_{Wg} (zunehmender Aufwind) (nach [/Hahn 88/](#))

Literaturverzeichnis zu Kapitel 6

- Brockhaus, R.: Über die Verkopplung und den Einfluß von Allpaßeigenschaften in speziellen Mehrgrößensystemen am Beispiel der Regelung der Flugzeuglängsbewegung im Landeanflug. Dissertation, TU Braunschweig 1967.
- Brockhaus, R., Schänzer, G.: Kräftegleichgewicht und Leistungsbilanz der Flugzeuglängsbewegung, grafisch dargestellt im Korhammer-Diagramm. Z. Flugwiss. Weltraumf. 4, S. 128–136, 1980.
- Buchholz, J., Rußow, J.: Flug im stationären Windfeld. Z. Flugwiss. Weltraumforsch. 15, S. 323–326, 1991.
- Hahn, K.-U.: Beiträge zur Flugleistungsbestimmung beim Startsteigflug unter Berücksichtigung variabler Windeinflüsse. Dissertation, TU Braunschweig 1988.
- König, R.: Beiträge zur Erhöhung der Flugsicherheit in Windscherungen. Dissertation, TU Braunschweig 1988.
- Krauspe, P.: Beiträge zur Längsbewegung von Flugzeugen in Windscherungen. Dissertation, TU Braunschweig 1983.
- Neumark, S.: Problems of longitudinal stability below minimum drag speed and theory of stability under constraint. ARC R&M No 2983, 1957.
- Pinsker, W.J.G.: Glide-path stability of an aircraft under speed constraint. ARC R&M No 3705, 1972.

Kapitel 7

Linearisierte Zustandsgleichungen

Das in Kap.5 hergeleitete Gleichungssystem wird in dieser vollständigen, nichtlinearen Form nur für die numerische Simulation verwendet. Für analytische Rechnungen, wie z.B. zur Vorauslegung von Reglern oder für Stabilitäts-, Beobachtbarkeits- und Steuerbarkeitsuntersuchungen (Flugeigenschafts-Untersuchung), muß es vereinfacht werden. Das ist möglich, wenn nur kleine Abweichungen von einem definierten Betriebszustand (Arbeitspunkt) zugelassen sind. Das Gleichungssystem kann dann um diesen Arbeitspunkt linearisiert werden, wobei es auf Grund der Symmetrieeigenschaften des Flugzeugs häufig in zwei Gleichungssysteme zerfällt. Das eine davon beschreibt die symmetrische Längsbewegung und das andere die unsymmetrische Seitenbewegung, s. auch [/Brockhaus 92/](#). Das Linearisieren der nichtlinearen Bewegungsgleichungen um einen symmetrischen Referenzflugzustand ist in den meisten Lehrbüchern zur Flugmechanik zu finden, beispielsweise in [/Cook 97/](#), [/Etkin 72/](#), [/Nelson 98/](#), [/Stevens Le 04/](#) und [/McRuer As 73/](#). Dabei ist aber zu beachten, daß sowohl die angesetzten Vereinfachungen als auch die gewählten Zustände von den hier getroffenen Vereinbarungen abweichen können. Dadurch unterscheiden sich insbesondere die nicht genormten Ersatzderivative, die häufig zum Abkürzen der Schreibweise eingeführt werden, so daß je nach Quelle unterschiedliche Ausdrücke möglicherweise mit gleichen Namen bezeichnet werden. Unsymmetrische Flugzustände und andere Fälle, in denen sich Längs- und Seitenbewegung nicht entkoppeln lassen, sind beispielsweise in [/Ulke 67/](#) untersucht worden.

Die Linearisierung der Gleichungen in einem Schritt führt zu sehr unübersichtlichen Ausdrücken; hier soll deswegen in zwei Schritten vorgegangen werden. Die Gleichungen werden zunächst ähnlich wie in Kap.6 auf kleine Winkel und Winkelgeschwindigkeiten eingeschränkt und Terme zweiter Ordnung vernachlässigt, wodurch zunächst die Transformationsmatrizen vereinfacht werden. In Abschnitt 7.3 wird dann das gesamte Gleichungssystem linearisiert.¹

¹ Dieses Vorgehen wird hier benutzt, weil es zu überschaubaren Ausdrücken führt. Es erfordert beim Vereinfachen gute Kenntnisse des Prozesses. Etwas aufwendiger, aber auch ohne diese Kenntnisse einsetzbar, ist das formale Vorgehen: erstens Aufstellen des nichtlinearen Gleichungssystems, zweitens Definition eines Referenzzustandes, bei dessen Wahl gewünschte Vereinfachungen gemacht werden können, und drittens Linearisieren des Gleichungssystems um den Referenzzustand.

Anschließend werden die resultierenden linearen Differentialgleichungen der Längs- und Seitenbewegung in die Standardform von Zustandsgleichungen (Zustandsform) umgeformt. Dadurch werden sie kompatibel zu allen linearen Analyse- und Syntheseverfahren der modernen Regelungstheorie und es kann umfangreiche, einschlägige Software genutzt werden, wie das kommerzielle Programm Paket MATLAB/SIMULINK und die frei verfügbaren Programm Pakete GNU OCTAVE (s. [/Eaton Ba 08/](#)) und SCILAB/SCICOS (s. [/Campbell Ch 05/](#), [/Gomez Bu 99/](#)).

Zur physikalischen Interpretation der Gleichungen werden diese schließlich als Signalflußdiagramme dargestellt, wobei im Interesse besserer Anschaulichkeit und physikalischer Interpretierbarkeit einige formale Zwänge der Zustandsgleichungen fallengelassen werden können. Die Signalflußdiagramme stellen ein anschauliches Bindeglied zwischen Modellen im Zeitbereich (Zustandsgleichungen) und Modellen im Frequenzbereich (Übertragungsfunktionen) dar und werden später sowohl zur Interpretation des Flugzeugverhaltens als auch zur Diskussion wirksamer Reglerstrukturen eingesetzt werden.

7.1 Einschränkende Annahmen

Die Differentialgleichungen für die Geschwindigkeit und für die Drehgeschwindigkeit (Kräfte- und Momentengleichungen) sind die zentralen Gleichungen, so daß jede Vereinfachung zunächst hier anzusetzen hat. Um als ersten Schritt die Zahl der Koordinatentransformationen zu minimieren, wurden die beiden Vektorgleichungen in [Kap.5](#) im flugzeugfesten Koordinatensystem geschrieben wie folgt:

$$\left(\frac{d\vec{V}_K}{dt} \right)_f = \begin{bmatrix} \dot{u}_K \\ \dot{v}_K \\ \dot{w}_K \end{bmatrix}_f \quad (5.2.3)$$

$$= \frac{1}{m} M_{fe} \begin{bmatrix} X^A \\ Y^A \\ Z^A \end{bmatrix}_e + \frac{1}{m} \begin{bmatrix} X^F \\ Y^F \\ Z^F \end{bmatrix}_f + \begin{bmatrix} -\sin \Theta \\ \sin \Phi \cos \Theta \\ \cos \Phi \cos \Theta \end{bmatrix} g - \begin{bmatrix} q_K w_K - r_K v_K \\ r_K u_K - p_K w_K \\ p_K v_K - q_K u_K \end{bmatrix}_f$$

und

$$\left(\frac{d\vec{\omega}_K}{dt} \right)_f = \begin{bmatrix} \dot{p}_K \\ \dot{q}_K \\ \dot{r}_K \end{bmatrix}_f = T_f^{-1} \left\{ \begin{bmatrix} L^A + L^F \\ M^A + M^F \\ N^A + N^F \end{bmatrix}_f - \begin{bmatrix} q_K r_K (I_z - I_y) - p_K q_K I_{xz} \\ r_K p_K (I_x - I_z) + (p_K^2 - r_K^2) I_{xz} \\ p_K q_K (I_y - I_x) + q_K r_K I_{xz} \end{bmatrix}_f \right\}. \quad (5.2.24)$$

7.1.1 Vereinfachung von Euler-Termen und Transformationsmatrizen

Als erste Vereinfachung werden im folgenden alle Produkte kleiner Gleichungsgrößen als Terme zweiter Ordnung vernachlässigt. Der Begriff „klein“ ist dabei stets relativ zu sehen, d. h. im Vergleich zu den übrigen Termen einer Gleichung. Beträgt eine Größe weniger als 10% von einer anderen, so trägt ihr Quadrat weniger als 1% zur Gleichung bei und kann für eine überschlägige Rechnung vernachlässigt werden.

Die obigen Gleichungen reduzieren sich erheblich, wenn die Euler-Terme vereinfacht werden können. Das ist der Fall, wenn die Drehgeschwindigkeitskomponenten

p_{Kf} , q_{Kf} und r_{Kf} ²

als klein angenommen werden, denn dann verschwindet in der Drehgeschwindigkeitsgleichung 5.2.24 der Euler-Term völlig. Diese Vereinfachung ist für den überwiegenden Teil des Flugbereichs möglich. Dynamische Flugmanöver, wie sie insbesondere bei Kampfflugzeugen vorkommen, werden dadurch allerdings nur unzureichend beschrieben. Sollen diese linear analysiert werden, so ist dafür jeweils eine gesonderte Linearisierung anzusetzen.

Sind darüber hinaus die Geschwindigkeitskomponenten senkrecht zur Flugrichtung (v_{Kf} und w_{Kf}) klein, so wird mit $u_{Kf} \approx V_K$ auch der Euler-Term in der Geschwindigkeits-Differentialgleichung 5.2.3 recht einfach

$$\left[\vec{\Omega}_K \times \vec{V}_K \right]_f = \begin{bmatrix} 0 \\ r_{Kf} V_K \\ -q_{Kf} V_K \end{bmatrix}. \quad (7.1.1)$$

Er hat dann einen ähnlich einfachen Aufbau wie bei der Wahl von bahnfesten Koordinaten in Gl.5.2.10. Weitere Vereinfachungen ergeben sich bezüglich der Transformationsmatrizen, wenn die Winkel zwischen den Koordinatensystem klein sind. Dann können die Winkelfunktionen in den Gln.5.2.3 und 5.2.24 durch ihre Taylorreihen ersetzt werden und diese können nach dem linearen Glied abgebrochen werden

$$\cos x = 1 - \frac{x^2}{2!} + \frac{x^4}{4!} - \dots \approx 1 \quad (1\% \text{ Fehler bei } 8^\circ)$$

$$\sin x = x - \frac{x^3}{3!} + \frac{x^5}{5!} - \dots \approx x \quad (1\% \text{ Fehler bei } 12^\circ).$$

² Der Index f kann nach DIN 9300 – 1/ entfallen. Er wird hier zunächst verwendet, um jede Unklarheit über das gewählte Achsenystem auszuschließen. Erst nachdem in Kap.7.2 die Zustandsgrößen definiert sind, wird er ab Gl.7.2.11 weggelassen.

Bei Flächenflugzeugen bilden im allgemeinen die Geschwindigkeitsvektoren \vec{V}_A und \vec{V}_K nur kleine Winkel mit der Längsachse des Flugzeugs. Seltene Ausnahmen sind Flugzustände im extremen Langsamflug oder z. B. beim Trudeln, bei denen hohe Anstell- und Schiebewinkel auftreten. Im allgemeinen können also die Größen

$$\alpha, \beta, \alpha_K \text{ und } \beta_K$$

als klein (d. h. $< 10^\circ$) angenommen werden. Auch die Winkel Θ und γ überschreiten im Normalflugbereich selten einen Wert von 10° , so daß die in [Kap.2.2.2](#) getroffenen Vereinfachungen gelten

$$\begin{aligned}\beta_K &= \chi - \Psi \\ \alpha_K &= \Theta - \gamma \\ \mu_K &= \Phi.\end{aligned}\tag{2.2.10}$$

Ist auch der Hängewinkel Φ klein, so vereinfachen sich weiter die Winkelbeziehung nach [Gl.2.2.24](#)

$$\begin{bmatrix} \beta \\ \alpha \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \beta_K \\ \alpha_K \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \beta_W \\ \alpha_W \end{bmatrix}\tag{7.1.2}$$

und die Geschwindigkeitsbeziehungen nach [Gl.2.2.27](#)

$$\begin{bmatrix} 1 \\ \beta \\ \alpha \end{bmatrix} V_A = \begin{bmatrix} 1 \\ \beta_K \\ \alpha_K \end{bmatrix} V_K - \begin{bmatrix} u_W \\ v_W \\ w_W \end{bmatrix}_g\tag{7.1.3}$$

und nach [Gl.2.2.29](#)

$$\begin{bmatrix} 1 \\ -\beta_W \\ -\alpha_W \end{bmatrix} V_A = \begin{bmatrix} V_K \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} u_W \\ v_W \\ w_W \end{bmatrix}_k.\tag{7.1.4}$$

Schließlich kann man i. allg. davon ausgehen, daß auch die örtlichen Windkomponenten und Windgradienten

$$u_W, v_W, w_W, u_{Wx}, u_{Wy} \dots w_{Wz}$$

klein sind gegenüber der Fluggeschwindigkeit (unabhängig vom gewählten Achsen- system). Dann sind mit [Gl.7.1.4](#) auch

$$\beta_W = \frac{v_{Wk}}{V_A} \quad \text{und} \quad \alpha_W = \frac{w_{Wk}}{V_A}\tag{7.1.5}$$

klein. Das ist im übrigen auch Bedingung für die oben gemachte Annahme, daß die Geschwindigkeitsvektoren \vec{V}_A und \vec{V}_K nur kleine Winkel untereinander bilden.

7.1.2 Weitere Vereinfachungen

Mit Gl.5.1.3 und 2.2.13 lautet der aerodynamische Term in Gl.5.2.3 bei kleinem Anstellwinkel

$$\vec{R}_f^A = \begin{bmatrix} -W + \alpha A \\ Q_e \\ -\alpha W - A \end{bmatrix} \quad (7.1.6)$$

und der in Gl.5.2.24 mit Gl.5.1.4

$$\vec{Q}_f^A = \begin{bmatrix} L_e - \alpha N_e \\ M_e \\ \alpha L_e + N_e \end{bmatrix} \approx \begin{bmatrix} L_e \\ M_e \\ N_e \end{bmatrix}. \quad (7.1.7)$$

Dabei wird angenommen, daß die Komponenten der aerodynamischen Momente im experimentellen Koordinatensystem gegeben sind (vgl. Kap.2.2.3) und daß sie im experimentellen und flugzeugfesten Koordinatensystem nahezu gleich groß sind.

Zur Vereinfachung der Schubterme in Gl.2.5.4 und 2.5.5 wird die Einschränkung gemacht, daß der Schubvektor in der Flugzeugsymmetrieebene liegt, also nur ein Moment um die y -Achse liefert, und daß der Schubeinstellwinkel i_F klein ist. Damit gilt

$$\vec{F}_f = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ -i_F \end{bmatrix} F \quad (7.1.8)$$

$$\vec{Q}_f^F = \begin{bmatrix} 0 \\ z_F \\ 0 \end{bmatrix} F. \quad (7.1.9)$$

7.1.3 Stabilitätsachsensystem

Bei der Linearisierung der Gleichungen wird in der flugmechanischen Literatur häufig ein spezielles flugzeugfestes Koordinatensystem (KS) eingeführt, das sogenannte Stabilitätsachsensystem (Index s). Es ist so ausgerichtet, daß es in einem stationären Flugzustand (Referenzzustand, Index 0) dem experimentellen KS entspricht, also dem KS, in dem die aerodynamischen Kräfte und Momente meistens vorliegen, vgl. Kap.2.2.3 und Bild 2.4. Die x_s -Achse zeigt in Richtung der x_e -Achse also in

Richtung der Projektion der Fluggeschwindigkeit V_0 in die Flugzeugsymmetrieebene. Das s -KS ist um den stationären Anstellwinkel α_0 gegenüber dem f -KS gedreht, so daß der stationäre Auftrieb in Richtung der negativen z_s -Achse und der stationäre Widerstand in Richtung der negativen x_s -Achse zeigt.

Wenn die Bewegungsgleichungen im s -KS aufgestellt werden, hat das den Vorteil, daß die Transformation M_{fe} der aerodynamischen Kräfte und Momente vom e -KS in das f -KS entfällt, was die [Gleichungen 5.2.3](#) und [5.2.24](#) vereinfacht, vgl. [/Rosenau 67/](#).

Aber wenn verschiedene Referenzzustände untersucht werden sollen, dann hat dieses Vorgehen den Nachteil, daß die Trägheitsmomente jeweils um α_0 in das s -KS transformiert werden müssen und daß die für verschiedene Referenzzustände im s -KS ermittelten Zustandsgrößen (z. B. p_{Ks}) zum Vergleichen in ein gemeinsames flugzeugfestes Koordinatensystem zu transformieren sind. Deshalb wird das Stabilitätsachsensystem hier nicht benutzt und es wird die etwas aufwendigere Darstellung der Bewegungsgleichungen im f -KS in Kauf genommen.

7.1.4 Zusammenstellung der getroffenen Annahmen

Zur Klarstellung seien hier noch einmal alle Einschränkungen zusammengestellt, die zur Vereinfachung der Gleichungen getroffen werden mußten:

1. Die Drehgeschwindigkeitskomponenten p_{Kf} , q_{Kf} , und r_{Kf} sind klein.
2. Die Winkel α , β , α_K , β_K , $(\chi - \Psi)$, Θ , γ und Φ sind klein.
3. Die Geschwindigkeitskomponenten senkrecht zur Flugrichtung v_{Kf} und w_{Kf} sind klein.
4. Die Windgrößen u_{Wk}/V_A , $\beta_W = v_{Wk}/V_A$, $\alpha_W = w_{Wk}/V_A$ sowie die Windgradienten u_{Wx} , u_{Wy} , ... sind klein.
5. Die Komponenten der aerodynamischen Momente \vec{Q}_f^A und \vec{Q}_c^A sind näherungsweise gleich groß, da α_0 klein ist.
6. Der Schub F liegt in der Symmetrieebene und der Schubeinstellwinkel i_f ist klein.
7. Die Beschleunigung \dot{V}_K ist klein (vgl. Abschnitt [7.2.1](#)).

Die Beschränkung auf kleine Hängewinkel ϕ ist besonders einschneidend und wurde u. a. im Interesse einfacher Winkelbeziehungen ([Gl.2.2.23](#)) getroffen. Sie bedeutet aber, daß der stationäre Kurvenflug als Referenzzustand ausgeschlossen ist und für ihn aus den Gleichungen von [Kap.5](#) ein neuer linearisierter Ansatz zu entwickeln ist. Bleibt man bei dem hier eingeführten Gleichungssystem, so sind manchmal Sonderlösungen bei der Messung und Regelung innerhalb der Seitenbewegung einzuführen, wie es beispielsweise in [Kap.14.2.1](#) und [14.3.1](#) geschieht.

Mit diesen Vereinfachungen können nun Differentialgleichungen für Geschwindigkeit, Position, Drehgeschwindigkeit, Lagewinkel und Wind zusammengestellt werden, die überschaubar sind. Darin sind noch die aerodynamischen Terme zu linearisieren.

7.1.5 Differentialgleichungen für Geschwindigkeit und Position

Die Zusammenstellung aller Einzelerme aus [Kap.7.1](#) liefert folgende Näherung für die Geschwindigkeits-Differentialgleichung

$$\begin{bmatrix} \dot{u}_K \\ \dot{v}_K \\ \dot{w}_K \end{bmatrix}_f = \frac{1}{m} \begin{bmatrix} -W + \alpha A + F \\ Q \\ -\alpha W - A - i_F F \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\sin \Theta \\ \sin \Phi \cos \Theta \\ \cos \Phi \cos \Theta \end{bmatrix} g + \begin{bmatrix} 0 \\ -r_{Kf} V_K \\ q_{Kf} V_K \end{bmatrix}. \quad (7.1.10)$$

Die Beschleunigungsmessersignale (Komponenten der spezifischen Kraft) ergeben sich daraus mit [Gl.5.2.15](#) zu

$$\begin{bmatrix} b_x \\ b_y \\ b_z \end{bmatrix}_f = \frac{1}{m} \begin{bmatrix} -W + \alpha A + F \\ Q \\ -\alpha W - A - i_F F \end{bmatrix}. \quad (7.1.11)$$

Für die Position gilt bei kleiner Ablage von der Referenzflugbahn die Differentialgleichung [Gl.2.4.18](#), in der $\Delta \dot{R}_{xg} = V_{Kc} - V_K$ durch $-\Delta V_K$ ersetzt wird

$$\frac{d}{dt} \Delta \vec{r}_g = \begin{bmatrix} \Delta \dot{R}_x \\ \Delta \dot{R}_y \\ \Delta \dot{R}_z \end{bmatrix}_g = \begin{bmatrix} \Delta \dot{R}_{xg} \\ -\Delta \chi V_K + \chi_c \Delta \dot{R}_{xg} \\ \Delta \gamma V_K - \gamma_c \Delta \dot{R}_{xg} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\Delta V_K \\ -\Delta \chi V_K - \chi_c \Delta V_K \\ \Delta \gamma V_K + \gamma_c \Delta V_K \end{bmatrix}. \quad (7.1.12)$$

Die Vorzeichenumkehr in $\Delta \dot{R}_{xg} = -\Delta V_K$ erscheint auf den ersten Blick ungewöhnlich. Sie folgt daraus, daß für ΔV_K das Vorzeichen im Sinn einer Abweichung definiert ist (vgl. [Kap.2.7](#)), hingegen ist die Ablage von der Sollposition $\Delta \vec{r}_g$ in [Kap.2.4.2](#) von der aktuellen Position zur Sollposition hin als positiv definiert worden - also wie eine Regeldifferenz. Diese folgt aus [Gl.2.4.15](#) und lautet mit der Abkürzung $\Delta R = \Delta R_{xg}$

$$\Delta \vec{r}_g = \begin{bmatrix} \Delta R_x \\ \Delta R_y \\ \Delta R_z \end{bmatrix}_g = \begin{bmatrix} \Delta R_{xg} \\ \Delta \rho R + \rho_c \Delta R_{xg} \\ -\Delta \varepsilon R - \varepsilon_c \Delta R_{xg} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta R \\ \Delta \rho R + \rho_c \Delta R \\ -\Delta \varepsilon R - \varepsilon_c \Delta R \end{bmatrix}. \quad (7.1.13)$$

7.1.6 Differentialgleichungen für Drehgeschwindigkeit und Lagewinkel

Die Näherung der Differentialgleichung [Gl.5.2.24](#) für die Drehgeschwindigkeit lautet

$$\begin{bmatrix} \dot{p}_K \\ \dot{q}_K \\ \dot{r}_K \end{bmatrix}_f = \begin{bmatrix} I_z & 0 & \frac{I_{zx}}{\Delta} \\ \frac{1}{\Delta} & 1 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ \frac{I_{zx}}{\Delta} & 0 & \frac{I_x}{\Delta} \end{bmatrix}_f \begin{bmatrix} L_f^A \\ M_f^A + z_F F \\ N_f^A \end{bmatrix} \quad \text{mit} \quad \Delta = I_{xf} I_{zf} - I_{zx}^2 . \quad (7.1.14)$$

7.1.7 Wind-Differentialgleichung

Werden die Bahnwinkel γ und χ als klein angenommen, so vereinfacht sich die Differentialgleichung für die Windgeschwindigkeit, Gl.4.2.2 zu

$$\begin{bmatrix} \dot{u}_W \\ \dot{v}_W \\ \dot{w}_W \end{bmatrix}_g = \begin{bmatrix} u_{Wx} & u_{Wy} & u_{Wz} \\ v_{Wx} & v_{Wy} & v_{Wz} \\ w_{Wx} & w_{Wy} & w_{Wz} \end{bmatrix}_g \begin{bmatrix} 1 \\ \chi \\ -\gamma \end{bmatrix} V_K . \quad (7.1.15)$$

Unter der Annahme grundsätzlich kleiner Windgradienten entfallen auch hier alle Produkte kleiner Größen und man erhält die sehr einfache Beziehung

$$\begin{bmatrix} \dot{u}_W \\ \dot{v}_W \\ \dot{w}_W \end{bmatrix}_g \approx \begin{bmatrix} u_{Wx} \\ v_{Wx} \\ w_{Wx} \end{bmatrix}_g V_K . \quad (7.1.16)$$

Da in der Transformationsmatrix M_{fg} für kleine Winkel die Hauptdiagonalelemente eins sind und auf den Nebendiagonalelementen die Eulerwinkel stehen, ergibt sich beim Vernachlässigen der Produkte kleiner Größen, daß die Komponenten der Windbeschleunigung im flugzeugfesten Koordinatensystem näherungsweise gleich denen im geodätischen Koordinatensystem sind. Gleicher gilt für die Komponenten im Bahnachsensystem

$$\begin{bmatrix} \dot{u}_W \\ \dot{v}_W \\ \dot{w}_W \end{bmatrix}_f \approx \begin{bmatrix} \dot{u}_W \\ \dot{v}_W \\ \dot{w}_W \end{bmatrix}_k \approx \begin{bmatrix} \dot{u}_W \\ \dot{v}_W \\ \dot{w}_W \end{bmatrix}_g . \quad (7.1.17)$$

Die Wind-Rotationsgeschwindigkeit $\vec{\Omega}_W$ bei einem nur drehenden Windfeld folgt aus Gl.4.2.16, indem angenommen wird, daß $v_{Wz} = -w_{Wy}$, $u_{Wz} = -w_{Wx}$ und $u_{Wy} = -v_{Wx}$ ist. Allerdings macht die letzte Annahme die mit Gl.4.2.21 diskutierte, differenzierende Behandlung von Flügel und Rumpf/Leitwerk bei den aerodynamischen Gierbeiwerten unmöglich. Es gilt

$$\vec{\Omega}_{Wf} = \begin{bmatrix} p_W \\ q_W \\ r_W \end{bmatrix}_f = \underline{M}_{fg} \frac{1}{2} \begin{bmatrix} w_{Wy} - v_{Wz} \\ u_{Wz} - w_{Wx} \\ v_{Wx} - u_{Wy} \end{bmatrix}_g \approx \begin{bmatrix} w_{Wy} \\ -w_{Wx} \\ v_{Wx} \end{bmatrix}_g . \quad (7.1.18)$$

7.2 Aufspaltung und Umformung des Gleichungssystems

Eine nähere Betrachtung der Gln.7.1.10 bis 7.1.18 zeigt, daß sie alle in jeweils zwei unabhängige Anteile aufgespalten werden können unter der Voraussetzung, daß die aerodynamischen Terme entsprechend voneinander entkoppelt sind, wie in Kap.3.5.5 (Tabelle 3.1) ausgeführt. Diese Aufspaltung betrifft die Trennung der „symmetrischen“ von den „unsymmetrischen“ Zustandsgrößen. Beispielsweise sind in der Geschwindigkeits-Differentialgleichung die erste und die dritte Gleichung nur von Zustandsgrößen und Kräften abhängig, die innerhalb der Flugzeugsymmetrieebene wirken, während die zweite Gleichung – mit Ausnahme von V_K – nur von Größen außerhalb der Symmetrieebene abhängig ist. Bei der Differentialgleichung für die Drehgeschwindigkeit ist das gleiche, nur umgekehrt, der Fall. Das gilt auch für die Differentialgleichungen für Lagewinkel und Position. Es liegt daher nahe, das Gesamtsystem in zwei voneinander unabhängige Sätze von Gleichungen aufzuspalten, die leichter zu handhaben sind.

In Bild 7.1 sind die fünfzehn Zustandsgrößen der fünf Vektor-Differentialgleichungen aufgelistet. Hierin gehören alle Größen mit ungerader Position zur symmetrischen Längsbewegung und alle Größen mit gerader Position zur unsymmetrischen Seitenbewegung, diese bilden also jeweils ein Teilsystem 8. bzw. 7. Ordnung.

\vec{V}_{Wg}	$\vec{\Omega}_{Kf}$	\vec{V}_{Kf}	Φ	$\Delta\vec{r}_g$
u_{Wg} v_{Wg} w_{Wg}	p_{Kf} q_{Kf} r_{Kf}	u_{Kf} v_{Kf} w_{Kf}	Ψ Θ Φ	ΔR_{xg} ΔR_{yg} ΔR_{zg}
u_{Wg} w_{Wg} q_{Kf} u_{Kf} w_{Kf} Θ ΔR_{xg} ΔR_{zg}			v_{Wg} p_{Kf} r_{Kf} v_{Kf} Ψ Φ ΔR_{yg}	
Längsbewegung			Seitenbewegung	

Bild 7.1 Zuordnung der Zustandsgrößen zur Längs- und Seitenbewegung

7.2.1 Wechsel einiger Zustandsgrößen

Die fünfzehn Größen, die bei der Herleitung der Gleichungen auf der linken Seite als Ableitungen aufgetreten sind, sollen im wesentlichen als Zustandsgrößen beibehalten werden, da auf diese Weise ein guter Kompromiß entsteht zwischen physikalischer Anschaulichkeit der Gleichungen und einer überschaubaren, möglichst einfachen Gleichungsstruktur. Es handelt sich ausschließlich um Inertialgrößen, d. h. um solche, die die Bewegung gegenüber dem Inertialraum beschreiben. Obwohl die den aerodynamischen Zustand kennzeichnenden Größen

$V_A, \beta, \alpha, p_A, q_A$ und r_A

ebenso wichtig sind, wie die hier ausgewählten, werden sie zu Ausgangsgrößen deklariert und aus zusätzlichen Hilfsgleichungen berechnet.

Im Unterschied zu der im amerikanischen Schrifttum gebräuchlichen Schreibweise der Geschwindigkeitsvektoren in kartesischen Koordinaten u, v, w , vgl. /McRuer As 73/, werden diese im deutschen Schrifttum zur Erhöhung der Anschaulichkeit häufig in Polarkoordinaten V_A, β, α dargestellt. Dieser Schreibweise wird auch hier der Vorzug gegeben. Mit den eingeführten Vereinfachungen für kleine Winkel gilt Gl.2.2.9. Deren zeitliche Ableitung lautet

$$\left(\frac{d\vec{V}_K}{dt} \right)_f = \begin{bmatrix} \dot{u}_K \\ \dot{v}_K \\ \dot{w}_K \end{bmatrix}_f = \begin{bmatrix} \dot{V}_K \\ \dot{\beta}_K V_K + \beta_K \dot{V}_K \\ \dot{\alpha}_K V_K + \alpha_K \dot{V}_K \end{bmatrix} \approx \begin{bmatrix} \dot{V}_K \\ \dot{\beta}_K V_K \\ \dot{\alpha}_K V_K \end{bmatrix}. \quad (7.2.1)$$

Dieser Vektor wird unter der Annahme kleiner Beschleunigung \dot{V}_K in Gl.7.1.10 übernommen, und β_K und α_K werden anstelle von v_{Kf} und w_{Kf} Zustandsgrößen.

Ein entsprechender Wechsel von Zustandsgrößen wird auch für die Windgleichung vorgenommen. Gleichung 7.1.4 lautet umgestellt

$$\begin{bmatrix} u_W \\ v_W \\ w_W \end{bmatrix}_k = \begin{bmatrix} V_K \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -1 \\ \beta_W \\ \alpha_W \end{bmatrix} V_A. \quad (7.2.2)$$

Die Differentiation führt bei kleiner Beschleunigung \dot{V}_A (so daß z. B. $\dot{V}_A \beta_W \approx 0$ ist) und unter Einsetzen von

$$\dot{V}_K = \dot{u}_{Wk} + \dot{V}_A$$

und von Gl.7.1.16 auf

$$\begin{bmatrix} \dot{u}_W \\ \dot{v}_W \\ \dot{w}_W \end{bmatrix}_k = \begin{bmatrix} \dot{u}_{Wk} \\ \dot{\beta}_W V_A \\ \dot{\alpha}_W V_A \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_{Wx} \\ v_{Wx} \\ w_{Wx} \end{bmatrix}_g V_K. \quad (7.2.3)$$

Die Wind-Zustandsgrößen u_{Wk}, v_{Wk} und w_{Wk} werden durch u_{Wk}, β_W und α_W ersetzt. Wie sie sich im Windfeld ändern, ergibt sich aus den Windgradienten in Bahnrichtung und der Bahngeschwindigkeit V_K . Vereinfachend wird der Unterschied zwischen dem geodätischen KS und dem Bahnachsensystem vernachlässigt, so daß näherungsweise $\partial u_{Wg}/\partial x_g = u_{Wxg} \approx \partial u_{Wk}/\partial x_k = u_{Wxk}$ usw. ist. Deshalb wird im folgenden der Index bei den Windgradienten weggelassen.

Zwei weitere Zustandsgrößen sollen noch ausgetauscht werden. Die Bahnwinkel χ und γ charakterisieren den Flugbahnverlauf und sind daher wichtiger als die Eulerwinkel Ψ und Θ , die zu Ausgangsgrößen werden. Mit der Annahme, daß Θ und γ klein sind, gilt Gl.2.2.23. Wird $\Phi \approx 0$ gesetzt und Gl.2.2.23 differenziert,

und wird weiterhin $\dot{\Psi} = r_{Kf}$ und $\dot{\Theta} = q_{Kf}$ genutzt, was nach Gl.2.3.16 für $\Phi \approx 0$ gilt, so folgt

$$\dot{\chi} = \dot{\Psi} + \dot{\beta}_K = r_{Kf} + \dot{\beta}_K \quad (7.2.4)$$

$$\dot{\gamma} = \dot{\Theta} - \dot{\alpha}_K = q_{Kf} - \dot{\alpha}_K . \quad (7.2.5)$$

und man erhält

$$\dot{\beta}_K = \dot{\chi} - r_{Kf} \quad (7.2.6)$$

$$\dot{\alpha}_K = -\dot{\gamma} + q_{Kf} . \quad (7.2.7)$$

Hiermit lässt sich Gl.7.2.1 neu schreiben

$$\begin{bmatrix} \dot{u}_K \\ \dot{v}_K \\ \dot{w}_K \end{bmatrix}_f = \begin{bmatrix} \dot{V}_K \\ \dot{\beta}_K V_K \\ \dot{\alpha}_K V_K \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{V}_K \\ \dot{\chi} V_K \\ -\dot{\gamma} V_K \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ r_{Kf} V_K \\ -q_{Kf} V_K \end{bmatrix} . \quad (7.2.8)$$

Einsetzen der zweiten und dritten Zeile dieser Gleichung in Gl.7.1.10 liefert als neue Zustandsgleichungen

$$\dot{\chi} V_K = \frac{1}{m} Q + g \sin \Phi \cos \Theta \quad (7.2.9)$$

$$\dot{\gamma} V_K = \frac{1}{m} (\alpha W + A + i_F F) - g \cos \Phi \cos \Theta . \quad (7.2.10)$$

Diese treten an die Stelle der Differentialgleichungen für die Lagewinkel Ψ und Θ .

7.2.2 Zustandsgleichungen für Längs- und Seitenbewegung

Aus Gründen der physikalischen Interpretation und einer weiteren Aufspaltung werden die Gleichungen nun umsortiert und entsprechend dem Schema von Bild 7.1 aufgeteilt. In den Positionsgleichungen werden vereinfachend die Sollwerte der Peil- und der Bahnwinkel Null gesetzt ($\gamma_c = \varepsilon_c = 0$; $\chi_c = \rho_c = 0$). In der Widerstands- und in der Auftriebsgleichung wird vereinfachend der Hängewinkel Null gesetzt ($\Phi = 0$). Zunächst ergeben sich die Differentialgleichungen der Längsbewegung

$$\begin{bmatrix} \dot{u}_{Wk} \\ \dot{\alpha}_W V_A \\ \dot{q}_{Kf} \\ \dot{\alpha}_K V_K \\ \dot{V}_K \\ \dot{\gamma} V_K \\ \Delta \dot{R}_{xg} \\ \Delta \dot{R}_{zg} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_{Wx} V_K \\ w_{Wx} V_K \\ (1/I_y) (M^A + z_F F) \\ (1/m) (-\alpha W - A - i_F F) + g \cos \Theta + q_{Kf} V_K \\ (1/m) (-W + \alpha A + F) - g \sin \Theta \\ -(1/m) (-\alpha W - A - i_F F) - g \cos \Theta \\ -\Delta V_K \\ \Delta \gamma V_K \end{bmatrix}. \quad (7.2.11)$$

Diese kommen formalen Zustandsgleichungen schon recht nahe. Alle algebraischen Zusammenhänge zwischen Zustands- und Ausgangsgrößen werden in der Ausgangsgleichung zusammengefaßt

$$\begin{bmatrix} V_A \\ \alpha \\ q_{Af} \\ \Theta \\ b_{xf} \\ b_{zf} \\ \Delta \varepsilon \\ \Delta R \\ \Delta H \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_K - u_{Wk} \\ \alpha_K - \alpha_W \\ q_{Kf} + w_{Wx} \\ \alpha_K + \gamma \\ (1/m) (-W + \alpha A + F) \\ (1/m) (-\alpha W - A - i_F F) \\ -(1/R) \Delta R_{zg} \\ \Delta R_{xg} \\ \Delta R_{zg} \end{bmatrix}. \quad (7.2.12)$$

Die restlichen Gleichungen bilden das Gleichungssystem 7.2.13 und 7.2.14 der Seitenbewegung (SB).

Die Abspaltung der Seitenbewegung ist trotz der Annahme kleiner Hängewinkel Φ nur unvollkommen gelungen, da diese immer noch die „symmetrischen“ Variablen V_K und V_A enthält (auch über die aerodynamischen Größen Q , L^A und N^A). Die Seitenbewegung ist hier also nur als kleine Abweichung vom symmetrischen Geradeausflug mit konstanter Bahn- und Fluggeschwindigkeit zu verstehen. Diese Einschränkungen sind auch im Fluge spürbar. Während es einem erfahrenen Piloten mühelos gelingt, eine rein symmetrische Bewegung anzuregen, ist das bei der Seitenbewegung nicht möglich, ohne daß gleichzeitig Fahrt, Anstellwinkel und Bahnneigungswinkel angeregt werden. Während eine Abspaltung nichtlinearer Gleichungen der Längsbewegung durchaus sinnvoll ist, liefern nichtlineare Gleichungen der Seitenbewegung für sich allein keine brauchbaren Ergebnisse. Man muß bei unsymmetrischer Bewegung großer Amplitude stets das vollständige Gleichungssystem verwenden.

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta}_W V_A \\ \dot{r}_{Kf} \\ \dot{\beta}_K V_K \\ \dot{p}_{Kf} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\chi} V_K \\ \Delta \dot{R}_{yg} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v_{Wx} V_K \\ (I_{zx}/\Delta) L^A + (I_x/\Delta) N^A \\ (1/m) Q + \sin \Phi \cos \Theta g - r_{Kf} V_K \\ (I_z/\Delta) L^A + (I_{zx}/\Delta) N^A \\ p_{Kf} + \tan \Theta r_{Kf} \\ (1/m) Q + \sin \Phi \cos \Theta g \\ -\Delta \chi V_K \end{bmatrix} \quad \text{Zustandsgleichung SB ,} \quad (7.2.13)$$

$$\begin{bmatrix} \beta \\ r_{Af} \\ p_{Af} \\ \Psi \\ b_{yf} \\ \Delta \rho \\ D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \beta_K - \beta_W \\ r_{Kf} - v_{Wx} \\ p_{Kf} - w_{Wy} \\ \chi - \beta_K \\ (1/m) Q \\ (1/R) \Delta R_{yg} \\ \Delta R_{yg} \end{bmatrix} \quad \text{Ausgangsgleichung SB .} \quad (7.2.14)$$

7.3 Linearisierung des Gleichungssystems

Nachdem in Kap.7.1 die Gleichungen bezüglich der kinematischen Anteile (vgl. Bild 5.4) vereinfacht wurden, sollen hier die nichtlinearen Terme, insbesondere die aerodynamischen Kräfte und Momente, linearisiert werden. Ausgangspunkt der Linearisierung sind die Gleichungen für Längs- und Seitenbewegung Gl.7.2.11 bis 7.2.14.

Bisher wurde bei allen Größen durch Indizes gekennzeichnet, in welchem Koordinatensystem sie definiert sind. Da im folgenden nur noch die in den Zustandsgleichungen 7.2.11 bis 7.2.14 verwendeten Größen in den dort vereinbarten Koordinatensystemen benutzt werden, werden in den linearisierten Bewegungsgleichungen bei allen Variablen die Indizes für die Koordinatensysteme zur Vereinfachung der Schreibweise weggelassen.

7.3.1 Methode der linearen Variationsgleichungen

Das Prinzip der Linearisierung beruht darauf, daß eine nichtlineare Funktion in unmittelbarer Umgebung eines Bezugspunktes durch einen linearen Ansatz angenähert werden kann. Bei nichtlinearen Differentialgleichungen ist dieser „Bezugspunkt“ ein stationärer Zustand, der sogenannte Referenzzustand. Zum Linearisieren soll

hier die Methode der linearen Variationsgleichungen, angewendet werden. Die Idee, die dahinter steht, wird nachfolgend kurz erklärt.

Gegeben sei die nichtlineare Differentialgleichung (DGL) für y

$$\dot{y} + H(y, t) = 0, \quad (7.3.1)$$

für die eine Referenzlösung (Index 0)

$$y_0 = \varphi(t) \quad (7.3.2)$$

bekannt ist. Wenn $\varphi(t)$ Lösung der DGL ist, muß gelten

$$\dot{\varphi} + H(\varphi, t) = 0. \quad (7.3.3)$$

Wie Bild 7.2 veranschaulicht, wird die gestörte Bewegung (gestrichelt) beschrieben durch

$$y(t) = \varphi(t) + u(t), \quad (7.3.4)$$

d.h. durch die Überlagerung der Referenzlösung φ mit der Störung u . Eingesetzt in die Differentialgleichung Gl.7.3.1 folgt

$$\dot{\varphi} + \dot{u} + H(\varphi + u, t) = 0. \quad (7.3.5)$$

Mit der Abkürzung

$$F(u, t) = H(\varphi + u, t) - H(\varphi, t) \quad (7.3.6)$$

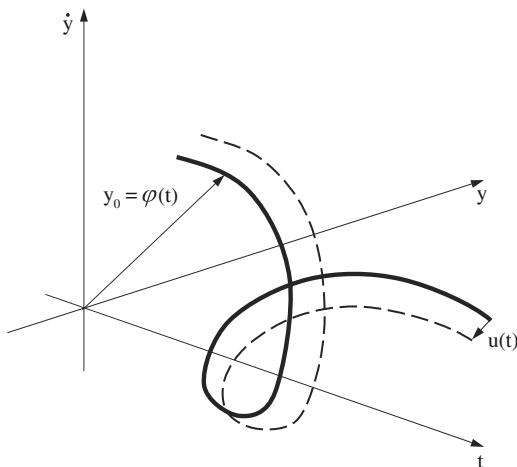


Bild 7.2 Ungestörte und gestörte Bewegung

erhält man die Differentialgleichung der gestörten Bewegung:

$$\dot{u} + F(u, t) = 0. \quad (7.3.7)$$

Diese Differentialgleichung besitzt die triviale Lösung $u(t) = 0$. Sie entspricht

$$y = y_0 = \varphi. \quad (7.3.8)$$

Im nächsten Schritt wird $F(u)$ in eine Taylorreihe entwickelt:

$$F(u) = \frac{\partial F(0)}{\partial u} u + \frac{1}{2} \frac{\partial^2 F(0)}{\partial u^2} u^2 + \dots \quad (7.3.9)$$

und in die Differentialgleichung Gl.7.3.7 eingesetzt:

$$\dot{u} + \frac{\partial F(0)}{\partial u} u + \frac{1}{2} \frac{\partial^2 F(0)}{\partial u^2} u^2 + \dots = 0. \quad (7.3.10)$$

Gl.7.3.9 wird nichtlineare Variationsgleichung genannt. Linearisiert man diese, d.h. man lässt nur kleine Werte für u und \dot{u} zu, dann können alle Terme 2. und höherer Ordnung vernachlässigt werden und man erhält die lineare Variationsgleichung

$$\delta\dot{u} + \frac{\partial F(0)}{\partial u} \delta u = 0, \quad (7.3.11)$$

wobei das Präfix δ kennzeichnet, daß die Störung u und ihre Ableitung \dot{u} nur kleine Werte annehmen dürfen.

Das hier an einer skalaren Gleichung erläuterte Prinzip kann direkt auf eine Vektorgleichung übertragen werden.

$$\delta\dot{\underline{u}} + \frac{\partial F(0)}{\partial \underline{u}} \delta\underline{u} = 0. \quad (7.3.12)$$

Ausführlich geschrieben führt das zu folgendem Gleichungssystem:

$$\begin{bmatrix} \delta\dot{u}_1 \\ \delta\dot{u}_2 \\ \vdots \\ \delta\dot{u}_n \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1(0)}{\partial u_1} & \frac{\partial f_1(0)}{\partial u_2} & \dots & \frac{\partial f_1(0)}{\partial u_n} \\ \frac{\partial f_2(0)}{\partial u_1} & \frac{\partial f_2(0)}{\partial u_2} & \dots & \frac{\partial f_2(0)}{\partial u_n} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ \frac{\partial f_n(0)}{\partial u_1} & \frac{\partial f_n(0)}{\partial u_2} & \dots & \frac{\partial f_n(0)}{\partial u_n} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta u_1 \\ \delta u_2 \\ \vdots \\ \delta u_n \end{bmatrix} = \underline{0}, \quad (7.3.13)$$

wobei die Matrix der Ableitungen die sogenannte Jacobi-Matrix ist.

Bild 7.3 illustriert die Vereinfachung, die bei der Linearisierung gemacht wird. Es ist deutlich zu erkennen, wie der Fehler mit zunehmendem δu wächst. Da die linearisierte Differentialgleichung nur für kleine Werte von δu eine gute Näherung

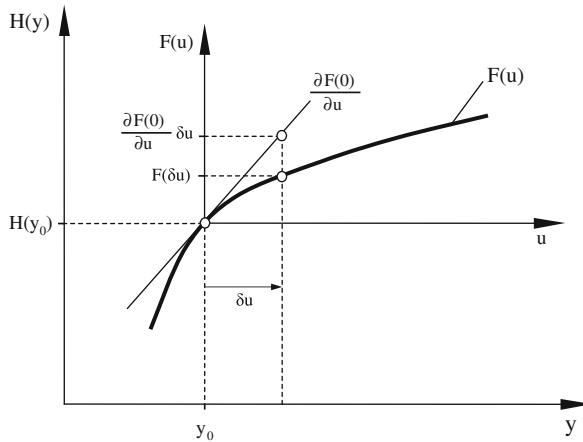


Bild 7.3 Linearisierung um einen Referenzpunkt

für die nichtlineare DGL ist, nennt man diesen Ansatz „Theorie kleiner Störungen“. Was dabei „kleine“ Werte von δu “ sind, hängt von der Art der Nichtlinearität ab. Ein wichtiger Vorteil der Linearisierung ist, daß für lineare Differentialgleichungen oder Differentialgleichungssysteme, geschlossene analytische Lösungen existieren. Das ist vor allem beim Ermitteln der dynamischen Stabilität eines Flugzustands von Bedeutung, da es ausreicht die Stabilität der linearen Störbewegung ($u \equiv 0$) zu untersuchen, anstatt die Stabilität anhand der nichlinearen Differentialgleichungen untersuchen zu müssen.

Zusammenfassend ergibt sich für das Linearisieren folgende Vorgehensweise:

1. Ermitteln eines stationären Referenzzustandes (Referenzlösung $y_0 = \varphi(t)$).
2. Ermitteln der linearen Variationsgleichung (Störungsgleichung), indem die Differentialgleichung nach allen darin vorkommenden Variablen (also nach V , \dot{V} , α usw.) an der Stelle der Referenzlösung abgeleitet wird (erste Ableitung) und diese Ableitung mit kleinen Änderungen (Störungen) der jeweiligen Variablen multipliziert wird. Daß nur kleine Änderungen zugelassen sind, wird durch das Präfix δ gekennzeichnet.

7.3.2 Linearisierung der Gleichungen der Längsbewegung

Zum Linearisieren der nichtlinearen Differentialgleichungen der Flugzeugbewegung muß als erstes ein Referenzzustand ausgewählt werden. Dazu eignen sich die in [Kap.5.4](#) beschriebenen stationären Flugzustände, von denen hier der in [Kap.5.4.2](#) behandelte Fall „stationärer, symmetrischer Geradeausflug“ gewählt wird, da dieser den in [Kap.7.1](#) eingeführten Einschränkungen entspricht. Dieser Fall wird auch typischerweise im ersten Entwurfsschritt für die Auslegung eines Flugreglers genommen. Deshalb wird er in der Literatur allgemein als Standardfall verwendet.

Wie in [Kap.5.4.2](#) gesagt, gelten im symmetrischen Geradeausflug folgende Voraussetzungen:

- Alle außerhalb der Symmetrieebene wirkenden Kräfte und Momente, alle unsymmetrischen Steuerausschläge und alle Bewegungsgrößen, die nicht in der Symmetrieebene liegen, sind im Referenzzustand (Index 0) identisch null, d. h.

$$\begin{aligned} Y_0, L_0, N_0 &\equiv 0 & \xi_0, \zeta_0 &\equiv 0 \\ \beta_0, \beta_{W0}, \beta_{K0}, p_{Kf0}, r_{Kf0}, \chi_0, \Phi_0, \Psi_0 &\equiv 0 \\ v_{W0}, v_{Wx0}, v_{Wz0}, u_{Wy0}, w_{Wy0} &\equiv 0. \end{aligned}$$

- Außerdem sind folgende Größen im Referenzzustand konstant:

$$\begin{aligned} \vec{V}_{W0} &= \vec{0} & \vec{V}_{A0} = \vec{V}_{K0} &= \vec{V}_0 \\ \vec{\Omega}_{W0} &= \vec{0} & \vec{\Omega}_{K0} = \vec{0} &= \vec{\Omega}_{A0} = \vec{0} \\ \gamma &= \gamma_0, \alpha = \alpha_K = \alpha_0, \Theta_0 &= \gamma_0 + \alpha_0, \end{aligned}$$

worin wegen der Einschränkungen in [Kap.7.2](#) auch Θ_0 , γ_0 und α_0 klein sind.

- Für den Referenzzustand können die aerodynamischen Beiwerte C_{W0} , C_{A0} , C_{m0} , der Schub F_0 und der Anstellwinkel α_0 durch eine Trimmrechnung bestimmt werden, wie es in [Kap.5.4.2](#) beschrieben ist.

Ausgangspunkt der Linearisierung sind die Gleichungen der Längsbewegung Gl.[7.2.11](#) und [7.2.12](#). Alle Abweichungen vom stationären Arbeitspunkt sind klein.

Linearisierung der Transformationsgleichungen der Drehgeschwindigkeiten

Als erstes soll der Zusammenhang zwischen körperfesten Drehgeschwindigkeiten und den Ableitungen der Eulerwinkel $\dot{\phi}$, $\dot{\theta}$ und $\dot{\psi}$ linearisiert werden. Die lineare Variationsgleichung für Gl.[2.3.16](#) lautet:

$$\begin{aligned} \left[\frac{\partial \dot{\phi}}{\partial \dot{\phi}} \right]_0 \delta \dot{\phi} &= \left[\frac{\partial p_K}{\partial p_K} \right]_0 \delta p_K \\ &+ \left[\frac{\partial (\sin \Phi \tan \Theta q_K)}{\partial \Phi} \right]_0 \delta \Phi + \left[\frac{\partial (\sin \Phi \tan \Theta q_K)}{\partial \Theta} \right]_0 \delta \Theta \\ &+ \left[\frac{\partial (\sin \Phi \tan \Theta q_K)}{\partial q_K} \right]_0 \delta q_K \\ &+ \left[\frac{\partial (\cos \Phi \tan \Theta r_K)}{\partial \Phi} \right]_0 \delta \Phi + \left[\frac{\partial (\cos \Phi \tan \Theta r_K)}{\partial \Theta} \right]_0 \delta \Theta \\ &+ \left[\frac{\partial (\cos \Phi \tan \Theta r_K)}{\partial r_K} \right]_0 \delta r_K. \end{aligned}$$

Der Index 0 bedeutet, daß für die in den eckigen Klammern stehenden Größen, die Werte des Referenzzustandes einzusetzen sind, d. h. $p_{K0} = 0, q_{K0} = 0, r_{K0} = 0, \Phi_0 = 0$ und $\Theta = \Theta_0$. Diese eingesetzt, ergibt:

$$\delta\dot{\Phi} = \delta p_K + \tan\Theta_0 \delta r_K \approx \delta p_K + \Theta_0 \delta r_K . \quad (7.3.14)$$

In gleicher Weise erhält man

$$\delta\dot{\Theta} = \delta q_K \quad (7.3.15)$$

und

$$\delta\dot{r} = \frac{1}{\cos\Theta_0} \delta r_K \approx \delta r_K . \quad (7.3.16)$$

Linearisierung der X-Kraftgleichung

Durch Anwenden der in Kap.7.3.1 beschriebenen Methode auf die X-Kraft-Gleichung (fünfte Zeile von Gl.7.2.11) folgt die lineare Variationsgleichung

$$\begin{aligned} \left[\frac{\partial \dot{V}_K}{\partial \dot{V}_K} \right]_0 \delta \dot{V}_K &= \left[\frac{\partial}{\partial m} \left(\frac{-W + \alpha A + F}{m} \right) \right]_0 \delta m - \left[\frac{\partial}{\partial W} \left(\frac{W}{m} \right) \right]_0 \delta W \\ &\quad + \left[\frac{\partial}{\partial \alpha} \left(\frac{\alpha A}{m} \right) \right]_0 \delta \alpha + \left[\frac{\partial}{\partial A} \left(\frac{\alpha A}{m} \right) \right]_0 \delta A + \left[\frac{\partial}{\partial F} \left(\frac{F}{m} \right) \right]_0 \delta F \\ &\quad - \left[\frac{\partial (g \sin \Theta)}{\partial \Theta} \right]_0 \delta \Theta - \left[\frac{\partial (g \sin \Theta)}{\partial g} \right]_0 \delta g . \end{aligned} \quad (7.3.17)$$

Nachdem zunächst formal alle möglichen Ableitungen gebildet worden sind, werden die Ableitungen nach den im jeweiligen Anwendungsfall als konstant anzunehmenden Größen gestrichen. Zusätzlich zu den in Kap.5 gemachten Annahmen werden hier die Masse m und die Erdbeschleunigung g als konstant angenommen. Obige Gleichung reduziert sich dann zu

$$\delta \dot{V}_K = \frac{1}{m} (-\delta W + A_0 \delta \alpha + \alpha_0 \delta A + \delta F) - g \cos \Theta_0 \delta \Theta . \quad (7.3.18)$$

Darin sind die Anteile A_0 usw. gleich den Termen der stationären Gleichung nach Gl.5.4.2. Die aerodynamischen Kräfte und Momente sowie der Schub sind mehrdimensionale nichtlineare Funktionen, auf welche die Linearisierung ebenfalls anzuwenden ist. Unter Annahme konstanter Luftdichte ρ , Schallgeschwindigkeit a und Flügelfläche S ergibt sich z. B. für den Widerstand nach Gl.5.1.3

$$W = \frac{\rho}{2} V_A^2 S C_W(M, \alpha, \dot{\alpha}, q_A, i_H, \eta, \kappa, \dots) = W_0 + \delta W . \quad (5.1.3)$$

Durch Linearisieren folgt für die Störung des Widerstandes δW :

$$\begin{aligned} \delta W = & \rho V_0 S C_{W0} \delta V_A \\ & + \frac{\rho}{2} V_0^2 S \left(\frac{\partial C_W}{\partial M} \frac{\partial M}{\partial V_A} \delta V_A + \frac{\partial C_W}{\partial \alpha} \delta \alpha + \frac{\partial C_W}{\partial (\bar{c}/V_0)} \frac{\bar{c}}{V_0} \delta \dot{\alpha} + \dots \right), \\ & \quad | \quad | \quad | \quad | \\ C_{WM} & \quad 1/a \quad C_{W\alpha} \quad C_{W\dot{\alpha}} \end{aligned} \quad (7.3.19)$$

worin C_{WM} , $C_{W\alpha}$ usw. dimensionslose Derivate sind.³ Um auch die auf Drehgeschwindigkeiten bezogenen Derivate, z. B. $C_{W\dot{\alpha}}$, dimensionslos zu machen, werden nach [DIN 9300 – 3](#)/ die entsprechenden Ausdrücke mit \bar{c}/V_0 erweitert, wie in [Kap.3.3, Gl.3.3.2](#) ausgeführt und als „normierte Drehgeschwindigkeiten“ q^* usw. definiert. Da hier aber als Variable physikalisch definierte Größen, z. B. $\dot{\alpha}$, beibehalten werden sollen, wird \bar{c}/V_0 in die Gleichungsparameter eingerechnet.

Für die Störung des Auftriebs folgt entsprechend zu Gl.7.3.19

$$\delta A = \rho V_0 S C_{A0} \delta V_A + \frac{\rho}{2} V_0^2 S \left(C_{AM} \frac{1}{a} \delta V_A + C_{A\alpha} \delta \alpha + \dots \right).$$

Die lineare Abweichung des Schubes lautet in ihren Haupteinflüssen nach [Gl.5.1.5](#)

$$\delta F = \frac{\partial F}{\partial M} \Big|_0 \delta M + \frac{\partial F}{\partial f} \Big|_0 \delta f = F_M \delta M + F_f \delta f. \quad (7.3.20)$$

Nach [Gl.3.6.17](#) besteht zwischen Schub und Stellgröße f der einfache Zusammenhang:

$$F = F_{\max} f. \quad (7.3.21)$$

Leitet man diese Beziehung am Arbeitspunkt ab, so folgt:

$$F_f = \frac{\partial F}{\partial f} \Big|_0 = \frac{\partial}{\partial f} (F_{\max} f) \Big|_0 = F_{\max}. \quad (7.3.22)$$

Zur Linearisierung der übrigen Gleichungsterme geht man entsprechend vor.

Die X -Kraft-Gleichung [7.3.18](#) lautet nach Einsetzen der Ausdrücke für Widerstand, Auftrieb und Schub

³ Man beachte: mit C_{W0} ist hier der Widerstandsbeiwert im Referenzzustand bezeichnet. Es ist nicht der Beiwert des Nullwiderstandes wie in vielen aerodynamischen und flugmechanischen Lehrbüchern. Entsprechendes gilt für die anderen aerodynamischen Beiwerte.

$$\begin{aligned}
\delta \dot{V}_K = & - \left\{ \frac{\rho V_0 S}{m} C_{W0} \delta V_A + \frac{\rho V_0^2 S}{2m} \left[C_{WM} \frac{1}{a} \delta V_A + C_{W\alpha} \delta \alpha + C_{W\eta} \delta \eta \right. \right. \\
& + \frac{\bar{c}}{V_0} (C_{W\dot{\alpha}} \delta \dot{\alpha} + C_{Wq} \delta q_A) \left. \right] \left. \right\} \\
& + \frac{\rho V_0^2 S}{2m} C_{A0} \delta \alpha \\
& + \alpha_0 \left\{ \frac{\rho V_0 S}{m} C_{A0} \delta V_A + \frac{\rho V_0^2 S}{2m} \left[C_{AM} \frac{1}{a} \delta V_A + C_{A\alpha} \delta \alpha + C_{A\eta} \delta \eta \right. \right. \\
& + \frac{\bar{c}}{V_0} (C_{A\dot{\alpha}} \delta \dot{\alpha} + C_{Aq} \delta q_A) \left. \right] \left. \right\} \\
& + \frac{F_M}{m} \frac{1}{a} \delta V_A + \frac{F_{\max}}{m} \delta f - g \cos \Theta_0 \delta \Theta . \tag{7.3.23}
\end{aligned}$$

Werden die Terme mit gleichen Variablen zusammengefaßt und Θ_0 als klein angenommen, so ergibt sich

$$\begin{aligned}
\delta \dot{V}_K = & \left\{ \frac{\rho V_0^2 S}{2m} \left[-\frac{2}{V_0} C_{W0} - \frac{1}{a} C_{WM} + \alpha_0 \left(\frac{2}{V_0} C_{A0} + \frac{1}{a} C_{AM} \right) \right] + \frac{1}{a} \frac{F_M}{m} \right\} \delta V_A \\
& + \frac{\rho V_0^2 S}{2m} [-C_{W\alpha} + C_{A0} + \alpha_0 C_{A\alpha}] \delta \alpha + \frac{\rho V_0 \bar{c} S}{2m} [-C_{W\dot{\alpha}} + \alpha_0 C_{A\dot{\alpha}}] \delta \dot{\alpha} \\
& + \frac{\rho V_0 \bar{c} S}{2m} [-C_{Wq} + \alpha_0 C_{Aq}] \delta q_A + \frac{\rho V_0^2 S}{2m} [-C_{W\eta} + \alpha_0 C_{A\eta}] \delta \eta \\
& + \frac{F_{\max}}{m} \delta f - g \delta \Theta . \tag{7.3.24}
\end{aligned}$$

Die Koeffizienten dieser Gleichung werden zusammengefaßt und entsprechend der in der Flugmechanik üblichen Notation, vgl. [/McRuer As 73/](#), mit neuen Namen wie folgt belegt

$$\delta \dot{V}_K = X_u \delta V_A + X_\alpha \delta \alpha + X_{\dot{\alpha}} \delta \dot{\alpha} + X_q \delta q_A + X_\eta \delta \eta + X_f \delta f + X_\Theta \delta \Theta \tag{7.3.25}$$

mit z. B.

$$X_u = \frac{\rho V_0^2 S}{2m} \left[-\frac{2}{V_0} C_{W0} - \frac{1}{a} C_{WM} + \alpha_0 \left(\frac{2}{V_0} C_{A0} + \frac{1}{a} C_{AM} \right) \right] + \frac{1}{a} \frac{F_M}{m} .$$

Die Gleichungskoeffizienten X_i („Ersatzgrößen“) sind in [Anhang A.1.1](#) angegeben. Da die Variablen ihre physikalische Dimension behalten, z. B. δV_A in m/s oder δq_A in rad/s, haben die Ersatzgrößen jeweils die Dimension einer Beschleunigung bzw. Drehbeschleunigung, bezogen auf die Dimension der zugeordneten Variablen, z. B.

$$[X_u] = \frac{\text{m/s}^2}{\text{m/s}} = \frac{1}{\text{s}} \quad \text{oder} \quad [X_q] = \frac{\text{m/s}^2}{\text{rad/s}} = \frac{\text{m}}{\text{s rad}} .$$

Sie geben damit die relative Wirksamkeit des Terms in physikalischen Zuordnungen wieder. Die hier aufgeführten Ersatzgrößen unterscheiden sich (bei kleinem Anstellwinkel zahlenmäßig nur geringfügig) von ihrer Definition in anderen Publikationen, z. B. [/McRuer As 73/, /Brockhaus 77/](#).

Linearisierung der Z-Kraftgleichung

Die Auftriebsgleichung (4. Zeile von Gl.[7.2.11](#)) lautet nach der Linearisierung mit den bisherigen Annahmen für den stationären Zustand

$$V_0 \delta \dot{\alpha}_K = \frac{1}{m} [-\alpha_0 \delta W - W_0 \delta \alpha - \delta A - i_F \delta F] - g \sin \Theta_0 \delta \Theta + \delta q_K V_0 . \quad (7.3.26)$$

Wird diese entsprechend Gl.[7.3.24](#) entwickelt und durch V_0 dividiert (Θ_0 klein), so folgt

$$\begin{aligned} \delta \dot{\alpha}_K &= -\frac{\rho V_0 S}{2m} \left[\frac{2}{V_0} C_{A0} + \frac{1}{a} C_{AM} + \alpha_0 \left(\frac{2}{V_0} C_{W0} + \frac{1}{a} C_{WM} \right) + \frac{i_F}{a m V_0} F_M \right] \delta V_A \\ &\quad - \frac{\rho V_0 S}{2m} \left\{ (C_{A\alpha} + C_{W0} + \alpha_0 C_{W\alpha}) \delta \alpha + \frac{\bar{c}}{V_0} [(C_{A\dot{\alpha}} + \alpha_0 C_{W\dot{\alpha}}) \delta \dot{\alpha} \right. \\ &\quad \left. + (C_{Aq} + \alpha_0 C_{Wq}) \delta q_A] \right\} \\ &\quad - \frac{\rho V_0 S}{2m} (C_{A\eta} + \alpha_0 C_{W\eta}) \delta \eta - \frac{i_F}{m V_0} F_f \delta f - (g/V_0) \Theta_0 \delta \Theta + \delta q_K \\ &= Z_u \delta V_A + Z_\alpha \delta \alpha + Z_{\dot{\alpha}} \delta \dot{\alpha} + Z_q \delta q_A + Z_\eta \delta \eta + Z_f \delta f \\ &\quad + Z_\Theta \delta \Theta + \delta q_K . \end{aligned} \quad (7.3.27)$$

In Gl.[7.3.25](#) und [7.3.28](#) kommt noch die Ableitung einer Variable, nämlich $\delta \dot{\alpha}$ auf der rechten Seite vor. Das Eliminieren dieser Terme ist aufwendig. Ein formaler Weg dazu ist in Kap.[7.3.6](#) angegeben. Da aber $C_{A\dot{\alpha}}$ und $C_{W\dot{\alpha}}$ bei Drachenflugzeugen sehr klein sind, werden die Terme $Z_{\dot{\alpha}}$ und $Z_{\dot{\alpha}}$, wie auch X_q und Z_q in den linearisierten Gleichungen vernachlässigt.

Linearisierung der Nickmomentengleichung

Die Nickmomentengleichung (3. Zeile von Gl.[7.2.11](#)) lautet linearisiert

$$\begin{aligned} \delta\dot{q}_K &= \frac{\rho V_0^2 S \bar{c}}{2I_y} \left[\left(\frac{2}{V_0} C_{m0} + \frac{1}{a} C_{mM} \right) \delta V_A + C_{m\alpha} \delta \alpha + C_{m\eta} \delta \eta \right. \\ &\quad \left. + \frac{\bar{c}}{V_0} (C_{m\dot{\alpha}} \delta \dot{\alpha} + C_{mq} \delta q_A) \right] + \frac{z_F}{I_y} \left(F_M \frac{1}{a} \delta V_A + F_f \delta f \right) \\ &= M_u \delta V_A + M_\alpha \delta \alpha + M_{\dot{\alpha}} \delta \dot{\alpha} + M'_q \delta q_A + M_\eta \delta \eta + M_f \delta f . \end{aligned} \quad (7.3.28)$$

Hierin muß zunächst der Term $M_{\dot{\alpha}} \delta \dot{\alpha}$ substituiert werden; dazu wird er mit dem Term $M'_q \delta q_A$ zusammengefaßt. Unter den vereinfachenden Annahmen von Kap.7.2 gilt

$$\begin{aligned} \dot{\Theta} &= q_K && \text{(vgl. Gl.7.3.15)} , \\ \dot{w}_W &= w_{Wx} V_K && \text{(vgl. Gl.7.1.16)} , \\ \alpha &= \Theta - \gamma - \frac{1}{V_A} w_W && \text{(mit Gl.2.2.23, 7.1.2 und 7.1.4)} , \\ q_A &= q_K + w_{Wx} && \text{(mit Gl.7.2.12)} . \end{aligned} \quad (7.3.29)$$

Unter der Annahme, daß \dot{V}_K und $\dot{\gamma}$ klein sind, liefert die zeitliche Ableitung der dritten Gleichung

$$\dot{\alpha} = \dot{\Theta} - \frac{\dot{w}_W}{V_A} = q_K - w_{Wx} . \quad (7.3.30)$$

Somit kann man schreiben

$$\begin{aligned} M'_q \delta q_A + M_{\dot{\alpha}} \delta \dot{\alpha} &= M'_q (\delta q_K + \delta w_{Wx}) + M_{\dot{\alpha}} (\delta q_K - \delta w_{Wx}) \\ &= M_q \delta q_K + M_{Wx} \delta w_{Wx} \end{aligned} \quad (7.3.31)$$

mit

$$M_q = M'_q + M_{\dot{\alpha}} \quad \text{und} \quad M_{Wx} = M'_q - M_{\dot{\alpha}} .$$

Die Nickmomentengleichung lautet dann endgültig

$$\delta\dot{q}_K = M_u \delta V_A + M_\alpha \delta \alpha + M_q \delta q_K + M_\eta \delta \eta + M_f \delta f + M_{Wx} \delta w_{Wx} . \quad (7.3.32)$$

Die γ -Gleichung ergibt sich entsprechend Gl.7.2.5 und 7.2.10 direkt aus der $\dot{\alpha}_K$ -Gleichung (mit $Z_{\dot{\alpha}} = Z_q = 0$)

$$\delta\dot{\gamma} = \delta q_K - \delta \dot{\alpha}_K = -Z_u \delta V_A - Z_\alpha \delta \alpha - Z_\eta \delta \eta - Z_f \delta f - Z_\Theta \delta \Theta . \quad (7.3.33)$$

Da der stationäre Wind zu null angenommen ist, wird die Linearisierung der Windgleichungen aus Gl.7.2.3 sehr einfach

$$\begin{bmatrix} \delta\dot{u}_{Wk} \\ \delta\dot{\alpha}_W \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_0 \delta u_{Wx} \\ \delta w_{Wx} \end{bmatrix} . \quad (7.3.34)$$

Die Gleichungen in der jetzt vorliegenden Form geben genau die Kette physikalischer Ursachen und Wirkungen wieder. Kräfte und Momente werden durch die aerodynamischen Größen δV_A , $\delta\alpha$, δq_A usw. verursacht und rufen Beschleunigungen hervor. Deshalb eignen sich diese Gleichungen besonders zur Analyse des Flugzeugverhaltens und werden in dieser Form in Kap. 7.4 als Signalflußdiagramm dargestellt.

7.3.3 Zustandsgleichungen der Längsbewegung

Um diese Gleichungen in Zustandsform mit dem Zustandsvektor

$$\underline{x} = [\delta u_{Wk} \ \delta\alpha_W \ \delta q_K \ \delta\alpha_K \ \delta V_K \ \delta\gamma \ \delta H \ \delta R]^T$$

zu überführen, müssen einige Umformungen vorgenommen werden. Die rechten Seiten der Gl. 7.3.25, 7.3.28, 7.3.32 und 7.3.33 enthalten noch Variable, die weder Zustands- noch Eingangsgrößen sind, nämlich δV_A , $\delta\alpha$, $\delta\Theta$ und δq_A . Diese müssen mit Hilfe der Ausgangsgleichungen eliminiert werden. Die entsprechende Auswahl aus Gl. 7.2.12 ist

$$\begin{bmatrix} \delta V_A \\ \delta\alpha \\ \delta q_A \\ \delta\Theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta V_K - \delta u_{Wk} \\ \delta\alpha_K - \delta\alpha_W \\ \delta q_K + \delta w_{Wx} \\ \delta\gamma + \delta\alpha_K \end{bmatrix}. \quad (7.3.35)$$

Nach Einsetzen von Gl. 7.3.35 in die X-Kraft-Gleichung 7.3.25 erhält man die Zustandsform (mit $X_{\dot{\alpha}} = X_q = 0$)

$$\begin{aligned} \dot{\delta V}_K &= X_u(\delta V_K - \delta u_{Wk}) + X_\alpha(\delta\alpha_K - \delta\alpha_W) + X_\Theta(\delta\gamma + \delta\alpha_K) + X_\eta\delta\eta + X_f\delta f \\ &= X_u\delta V_K + (X_\alpha + X_\Theta)\delta\alpha_K + X_\Theta\delta\gamma + X_\eta\delta\eta + X_f\delta f - X_u\delta u_{Wk} - X_\alpha\delta\alpha_W. \end{aligned} \quad (7.3.36)$$

Nachdem alle Zustandsgleichungen in entsprechender Weise umgeformt sind, werden sie zur Vektor-Differentialgleichung 7.3.37 zusammengefaßt. Die zugehörige Ausgangsgleichung 7.3.38 entsteht durch Linearisierung von Gl. 7.3.26 mit der Gleichung für die Beschleunigungsmeßwerte entsprechend Gl. 7.1.11. Die Koeffizienten dieser Gleichungen sind in Anhang A.1.1 aufgelistet.

Aus diesem linearen Gleichungssystem können sowohl analytisch als auch numerisch nach einfachen Regeln die Übertragungsfunktionen zwischen den verschiedenen Ein- und Ausgangsgrößen berechnet werden, so wie die Kopplungen zwischen verschiedenen Übertragungswegen, vgl. Kap. 8.3 und Brockhaus 77. Gegenüber einer Darstellung mit Übertragungsmatrizen enthalten sie eine minimale Zahl von Parametern, die auf physikalische Effekte zurückgehen und daher direkt interpretierbar sind.

Zustandsgleichung der Längsbewegung

$$\begin{bmatrix} \delta \dot{u}_{WK} \\ \delta \dot{\alpha}_W \\ \delta \dot{q}_K \\ \delta \dot{\alpha}_K \\ \delta \dot{V}_K \\ \delta \dot{\gamma} \\ \delta \dot{H} \\ \delta \dot{R} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -M_u - M_\alpha & M_q & M_\alpha & M_u & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -Z_u - Z_\alpha & 1 & Z_\alpha + Z_\Theta & Z_u & Z_\Theta & 0 & 0 & 0 \\ -X_u - X_\alpha & 0 & X_\alpha + X_\Theta & X_u & X_\Theta & 0 & 0 & 0 \\ Z_u & Z_\alpha & 0 & -Z_\alpha - Z_\Theta & -Z_u - Z_\Theta & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & V_0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta u_{WK} \\ \delta \alpha_W \\ \delta q_K \\ \delta \alpha_K \\ \delta V_K \\ \delta \gamma \\ \delta H \\ \delta R \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ M_f & M_\kappa & M_\eta & 0 & M_{W_X} & 0 & 0 & 0 \\ Z_f & Z_\kappa & Z_\eta & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ X_f & X_\kappa & X_\eta & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -Z_f - Z_\kappa - Z_\eta & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta f \\ \delta \kappa \\ \delta \eta \\ \delta u_{W_X} \\ \delta w_{W_X} \end{bmatrix} \quad (7.3.37)$$

Ausgangsgleichung

$$\begin{bmatrix} \delta V_A \\ \delta \alpha \\ \delta q_A \\ \delta \Theta \\ \delta b_x \\ \delta b_z \\ \delta \varepsilon \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ -X_u - X_\alpha & 0 & X_\alpha & X_u & 0 & 0 & 0 \\ -Z'_u - Z'_\alpha & 0 & Z'_\alpha & Z'_u & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/R_0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta u_{WK} \\ \delta \alpha_W \\ \delta q_K \\ \delta \alpha_K \\ \delta V_K \\ \delta \gamma \\ \delta H \\ \delta R \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ X_f & X_\kappa & X_\eta & 0 & 0 & 0 & 0 \\ Z'_f & Z'_\kappa & Z'_\eta & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta f \\ \delta \kappa \\ \delta \eta \\ \delta u_{W_X} \\ \delta w_{W_X} \end{bmatrix} \quad (7.3.38)$$

7.3.4 Linearisierung der Gleichungen der Seitenbewegung

Die Seitenbewegung wird ebenfalls um den stationären Referenzzustand „symmetrischer Geradeausflug“ linearisiert. Die Stationärwerte der unsymmetrischen Größen einschließlich des Hängewinkels Φ sind also sämtlich null. Weiter wird vorausgesetzt, daß

- alle symmetrischen Größen konstant oder identisch null sind,
- alle in der Symmetrieebene wirkenden Windgradienten identisch null sind.

Mit diesen Annahmen entfällt auch die Abhängigkeit der aerodynamischen Terme von symmetrischen Größen, und es gilt beispielsweise für die Störung der Querkraft

$$\delta Q = \frac{\rho}{2} V_0^2 S \left(C_{Q\beta} \delta \beta + C_{Q\dot{\beta}} \frac{b/2}{V_0} \delta \dot{\beta} + \dots + C_{Q\xi} \delta \xi \right). \quad (7.3.39)$$

Die Ansätze für Roll- und Giermoment L^A und N^A sind entsprechend aufgebaut. Die Querkraftgleichung (3. Zeile in Gl.7.2.13) lautet linearisiert

$$\delta \dot{\beta}_K V_0 = \frac{\delta Q}{m} + g \cos \Theta_0 \delta \Phi - V_0 \delta r_K \quad (7.3.40)$$

und nach Division durch V_0 , mit Θ_0 klein und Einsetzen von Gl.7.3.39

$$\delta \dot{\beta}_K = Y_\beta \delta \beta + Y_{\dot{\beta}} \delta \dot{\beta} + Y_p \delta p_A + Y_r \delta r_A + Y_\xi \delta \xi + Y_\zeta \delta \zeta + \frac{g}{V_0} \delta \Phi - \delta r_K \quad (7.3.41)$$

mit

$$Y'_\beta = \frac{(\rho/2)V_0^2 S}{m} C_{Q\beta} \quad \text{und} \quad Y_\beta = \frac{Y'_\beta}{V_0} \quad \text{usw. ,}$$

vgl. Anhang A.1.1. In der Querkraftgleichung können die Abhängigkeiten von $\dot{\beta}$, p_A , r_A und ξ vernachlässigt werden, vgl. /Etkin 72/, /McRuer As 73/. Für die linearisierte Rollmomentengleichung gilt

$$\begin{aligned} \delta \dot{p}_K &= \frac{I_z}{I_x I_z - I_{zx}^2} \delta L^A + \frac{I_{zx}}{I_x I_z - I_{zx}^2} \delta N^A \\ &= \frac{I_z}{I_x I_z - I_{zx}^2} \frac{\rho}{2} V_0^2 S \frac{b}{2} \left[C_{l\beta} \delta \beta + C_{lp} \frac{b/2}{V_0} \delta p_A + \dots + C_{l\xi} \delta \xi \right] \\ &\quad + \frac{I_{zx}}{I_x I_z - I_{zx}^2} \frac{\rho}{2} V_0^2 S \frac{b}{2} \left[C_{n\beta} \delta \beta + C_{np} \frac{b/2}{V_0} \delta p_A + \dots + C_{n\xi} \delta \xi \right] \\ &= \frac{\rho}{2} V_0^2 S \frac{b}{2} \frac{I_z}{I_x I_z - I_{zx}^2} \left[\left(C_{l\beta} + C_{n\beta} \frac{I_{zx}}{I_z} \right) \delta \beta + \dots \right] \\ &= L_\beta \delta \beta + L_{\dot{\beta}} \delta \dot{\beta} + L_p \delta p_A + L_r \delta r_A + L_\xi \delta \xi + L_\zeta \delta \zeta \end{aligned} \quad (7.3.42)$$

und für die linearisierte Giermomentengleichung

$$\begin{aligned}\delta \dot{r}_K &= \frac{\rho}{2} V_0^2 S \frac{b}{2} \frac{I_x}{I_x I_z - I_{zx}^2} \left[\left(C_{l\beta} \frac{I_{zx}}{I_x} + C_{n\beta} \right) \delta \beta + \dots \right] \\ &= N_\beta \delta \beta + N_{\dot{\beta}} \delta \dot{\beta} + N_p \delta p_A + N_r \delta r_A + N_\xi \delta \xi + N_\zeta \delta \zeta .\end{aligned}\quad (7.3.43)$$

In beiden Gleichungen wird die Abhängigkeit von $\dot{\beta}$ vernachlässigt, da sie klein ist und auch häufig keine Information darüber vorliegt. Die Gleichung für den Bahndrehwinkel χ folgt entsprechend Gl. 7.2.4 und 7.2.9 aus der β_K -Gleichung

$$\delta \dot{\chi} = \delta \dot{\beta}_K + \delta r_K = Y_\beta \delta \beta + Y_\zeta \delta \zeta + \frac{g}{V_0} \delta \Phi . \quad (7.3.44)$$

Die übrigen Zustandsgleichungen liefert Gl. 7.2.13 und die Ausgangsgleichung ergibt sich aus Gl. 7.2.14 (mit $V_K = V_A = V_0$). In dieser Form geben die Gleichungen die physikalischen Zusammenhänge am besten wieder, sie werden in Kap. 7.4 so als Signalflußdiagramme dargestellt.

7.3.5 Zustandsgleichungen der Seitenbewegung

Werden die $\dot{\beta}$ -Terme generell vernachlässigt, so brauchen nur noch die Größen $\delta \beta$, δp_A und δr_A mit Hilfe der Ausgangsgleichungen eliminiert zu werden, um die Gleichungen in Zustandsform mit dem Zustandsvektor

$$\underline{x} = [\delta \beta_W \ \delta r_K \ \delta \beta_K \ \delta p_K \ \delta \Phi \ \delta \dot{\chi} \ \delta D]^T$$

zu erhalten. Das Ergebnis ist in den Vektorgleichungen 7.3.45 und 7.3.46 auf Seite 279 zusammengestellt. Die Koeffizienten (Ersatzgrößen) sind in Anhang A.1.1 aufgelistet.

Zustandsgleichung der Seitenbewegung

$$\begin{bmatrix} \delta\dot{\beta}_W \\ \delta r_K \\ \delta\dot{\beta}_K \\ \delta\dot{p}_K \\ \delta\dot{\varPhi} \\ \delta\dot{\chi} \\ \delta\dot{D} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -N_\beta & N_r & N_\beta & N_p & 0 & 0 & 0 \\ -Y_\beta & -1 & Y_\beta & 0 & (g/V_0) & 0 & 0 \\ -L_\beta & L_r & L_\beta & L_p & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \Theta_0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ -Y_\beta & 0 & Y_\beta & 0 & (g/V_0) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & V_0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\beta_W \\ \delta r_K \\ \delta\beta_K \\ \delta p_K \\ \delta\varPhi \\ \delta\chi \\ \delta D \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ N_\xi & N_\zeta & -N_r & -N_p \\ 0 & Y_\zeta & 0 & 0 \\ L_\xi & L_\zeta & -L_r & -L_p \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & Y_\zeta & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\xi \\ \delta\zeta \\ \delta v_{Wx} \\ \delta w_{Wy} \end{bmatrix} \quad (7.3.45)$$

Ausgangsgleichung

$$\begin{bmatrix} \delta\beta \\ \delta p_A \\ \delta r_A \\ \delta\Psi \\ \delta b_y \\ \delta\rho \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 & 1 & 0 \\ -Y'_\beta & 0 & Y'_\beta & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1/R_0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\beta_W \\ \delta r_K \\ \delta\beta_K \\ \delta p_K \\ \delta\varPhi \\ \delta\chi \\ \delta D \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & Y'_\zeta & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\xi \\ \delta\zeta \\ \delta v_{Wx} \\ \delta w_{Wy} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (7.3.46)$$

7.3.6 Numerische Umformung der Gleichungen

Die in den vorigen Abschnitten schrittweise vorgenommenen Gleichungsumformungen mit dem Ziel, standardisierte Zustandsgleichungen zu erhalten, lassen sich natürlich auch formal durchführen, wie im folgenden gezeigt wird. Die linearisierten Gleichungen liegen zunächst in Kap. 7.3.2 und 7.3.4 in folgender allgemeiner Form vor:

$$\begin{aligned} \underline{T}\dot{\underline{x}} &= \underline{S}\underline{x} + \underline{U}\underline{y} + \underline{V}\dot{\underline{y}} + \underline{W}\underline{u} \\ \underline{y} &= \underline{C}\underline{x} + \underline{D}\underline{u}, \end{aligned} \quad (7.3.47)$$

wobei \underline{x} der Zustands-, \underline{y} der Ausgangs- und \underline{u} der Eingangsgrößenvektor sind. So lange $\underline{D} = 0$ ist, kann eingesetzt werden

$$\underline{T}\dot{\underline{x}} = \underline{S}\underline{x} + \underline{U}\underline{C}\underline{x} + \underline{V}\underline{C}\dot{\underline{x}} + \underline{W}\underline{u}, \quad (7.3.48)$$

woraus folgt

$$\dot{\underline{x}} = (\underline{T} - \underline{V}\underline{C})^{-1}[(\underline{S} + \underline{U}\underline{C})\underline{x} + \underline{W}\underline{u}] = \underline{A}\underline{x} + \underline{B}\underline{u}$$

mit

$$\begin{aligned} \underline{A} &= (\underline{T} - \underline{V}\underline{C})^{-1}(\underline{S} + \underline{U}\underline{C}) \\ \underline{B} &= (\underline{T} - \underline{V}\underline{C})^{-1}\underline{W}. \end{aligned} \quad (7.3.49)$$

Solange man nur an numerischen Gleichungen interessiert ist, wird man so vorgehen. Man ist dazu eventuell gezwungen, wenn die Abhängigkeiten von $\dot{\alpha}$ und $\dot{\beta}$ nicht vernachlässigt werden können. Beim numerischen Ansatz geht allerdings der Zusammenhang zwischen den physikalisch definierten Flugzeugkenngrößen und den Gleichungsparametern verloren.

7.3.7 Numerische Linearisierung der Gleichungen

Das manuelle Heraussuchen und Berechnen der Beiwerte und Derivative aus Kennfeldern ist sehr aufwendig und fehlerträchtig und wird deshalb nur in Einzelfällen praktiziert. Liegen die Daten als Funktion des Arbeitspunktes in numerischer Form vor, so bietet sich die numerische Linearisierung mit Hilfe eines Rechenprogramms an, das die nichtlinearen Gln. 5.2.3 und 5.2.24 berechnet (vgl. Anhang A.1.2). Die Vorgehensweise ist dabei wie folgt. Das nichtlineare Gleichungssystem

$$\begin{aligned} \dot{\underline{x}} &= \underline{f}(\underline{x}, \underline{u}) \\ \underline{y} &= \underline{g}(\underline{x}, \underline{u}) \end{aligned} \quad (7.3.50)$$

liege in diskreter Form als Simulationsprogramm vor, wobei die nichtlinearen Funktionen entweder analytisch oder als mehrdimensionale Kennfelder realisiert sein können. Um an einem Arbeitspunkt ein lineares Zustands-Gleichungssystem

$$\begin{aligned}\dot{\underline{x}} &= \underline{A} \underline{x} + \underline{B} \underline{u} \\ \underline{y} &= \underline{C} \underline{x} + \underline{D} \underline{u}\end{aligned}\quad (7.3.51)$$

zu berechnen, ist zunächst das stationäre Gleichgewicht an diesem Punkt zu bestimmen (Trimmrechnung, vgl. Kap. 5.4), aus dem sich die Vektoren \underline{x}_0 und \underline{u}_0 am Arbeitspunkt ergeben. Die Matrizen des linearen Gleichungssystems sind gleich den Jacobi-Matrizen

$$\begin{aligned}\underline{A} &= \left. \frac{\partial f}{\partial \underline{x}} \right|_0 & \underline{B} &= \left. \frac{\partial f}{\partial \underline{u}} \right|_0 \\ \underline{C} &= \left. \frac{\partial g}{\partial \underline{x}} \right|_0 & \underline{D} &= \left. \frac{\partial g}{\partial \underline{u}} \right|_0\end{aligned}\quad (7.3.52)$$

an diesem Arbeitspunkt. Daraus ergibt sich für das Einzelement z. B.

$$a_{ij} = \left. \frac{\partial \dot{x}_i}{\partial x_j} \right|_0, \quad (7.3.53)$$

(vgl. /Mönnich Bu 91/), wobei alle übrigen Elemente von \underline{x} und \underline{u} konstant zu halten sind. Wegen der diskreten Form der nichtlinearen Gleichungen ist der Differentialquotient durch den Differenzenquotienten zu ersetzen. Eine Spalte aus der Matrix \underline{A} ergibt sich also aus

$$a_{ij} = \frac{f[(x_0 + \Delta x_j), u_0] - f[x_0, u_0]}{\Delta x_j} \quad (7.3.54)$$

mit

$$\Delta \underline{x}_j = [0, \dots, 0, \Delta x_j, 0, \dots]^T.$$

Um eine gute Näherung der Steigungen am Arbeitspunkt zu erhalten, sind die Inkremente Δx so klein zu wählen, wie es unter numerischen Gesichtspunkten möglich ist. Die Güte der Linearisierung lässt sich erhöhen durch Berechnen zweier äquidistanter Werte links und rechts des Arbeitspunktes

$$a_{ij} = \frac{f[(x_0 + \Delta x_j), u_0] - f[(x_0 - \Delta x_j), u_0]}{2 \Delta x_j}. \quad (7.3.55)$$

Für die übrigen Matrizen geht man entsprechend vor, z. B. ist

$$\underline{b}_j = \frac{\underline{f}[\underline{x}_0, (\underline{u}_0 + \Delta \underline{u})] - \underline{f}[\underline{x}_0, (\underline{u}_0 - \Delta \underline{u})]}{2\Delta \underline{u}_j}. \quad (7.3.56)$$

Bei der numerischen Linearisierung können Schwierigkeiten auftreten, wenn die aerodynamischen Beiwerte oder der Schub aus Tabellenwerten linear interpoliert werden. An den Stützstellen ändern sich die Gradienten unstetig, was bei kleinen Änderungen des Arbeitspunktes zu physikalisch unrealistischen Sprüngen in den Gradienten führen kann. Deshalb sollten die Kennfelder in Kenntnis der zu untersuchenden Arbeitspunkte analysiert werden und wenn Probleme auftreten, sollten Alternativen zur linearen Interpolation gesucht werden. Eine Möglichkeit ist es, die lineare Interpolation durch ein höherwertiges Interpolationsverfahren (z. B. Splines) zu ersetzen, was allerdings zu anderen Interpolationsproblemen führen kann.

7.4 Darstellung der Gleichungen durch Signalflußdiagramme

Zur Veranschaulichung der physikalischen Vorgänge sollen die linearisierten Gleichungen der Flugzeugbewegung grafisch in Form von Signalflußdiagrammen (SFD) dargestellt werden. Diese sollen zunächst dazu dienen, Eigenverhalten und Übertragungsverhalten zu diskutieren, d. h. den Einfluß einzelner Gleichungsparameter auf Stabilität, Steuerbarkeit und Beobachtbarkeit zu untersuchen. Zweitens sollen daran Möglichkeiten zur weiteren Reduktion des Gleichungssystems aufgezeigt werden. Schließlich werden die SFD's dazu dienen, aus der Analogie zu den „inneren Rückführungen“ die Wirkung äußerer Rückführungen abzuschätzen und daraus günstige Reglerstrukturen zu entwickeln. Die SFD's enthalten keinerlei andere Information als die Zustandsgleichungen selbst, sie sind aber besser interpretierbar als diese, vor allem, so lange die physikalisch relevanten Variablen als Zustandsgrößen beibehalten werden. Zum Erstellen der SFD's wird auf die Gleichungen in Kap. 7.3.2 und 7.3.4 zurückgegriffen, die durch die Linearisierung entstanden sind.

Die getroffene Wahl der Zustandsvariablen wird für die SFD's beibehalten. Um aber die physikalischen Wirkungen besser zu veranschaulichen, werden nicht die endgültigen Zustandsgleichungen dargestellt, sondern

- für die Längsbewegung die Gleichungen 7.3.25, 7.3.28, 7.3.32 und 7.3.33,
- für die Seitenbewegung die Gleichungen 7.3.41, 7.3.42, 7.3.43 und 7.3.44.

Das hat gleichzeitig den Vorteil, daß alle Ausgangsgrößen

$$\delta V_A, \delta \alpha, \delta \beta, \delta \Theta, \delta \Phi, \text{ und } \delta b_x, \delta b_y, \delta b_z$$

und die Ausgangsgleichungen 7.2.12 und 7.2.14 in das SFD einbezogen werden und damit die anschaulichen Beziehungen wie z. B. $\delta V_A = \delta V_K - \delta u_{Wk}$ im SFD ablesbar sind.

Beim Aufbau der Signalfußdiagramme ist für jede Zustandsvariable jeweils ein Integrator (Energiespeicher) anzusetzen und an seinem Eingang die entsprechende Zustandsgleichung zu erfüllen. In Bild 7.4 ist als Beispiel die Nickmomentengleichung

$$\delta \dot{q}_K = M_u \delta V_A + M_\alpha \delta \alpha + M_q \delta q_K + M_\eta \delta \eta + M_f \delta f + M_{Wx} \delta w_{Wx} \quad (7.3.16)$$

als SFD dargestellt. Dabei wird in den SFD'en δ als Kennzeichnung linearer Abweichungen weggelassen.

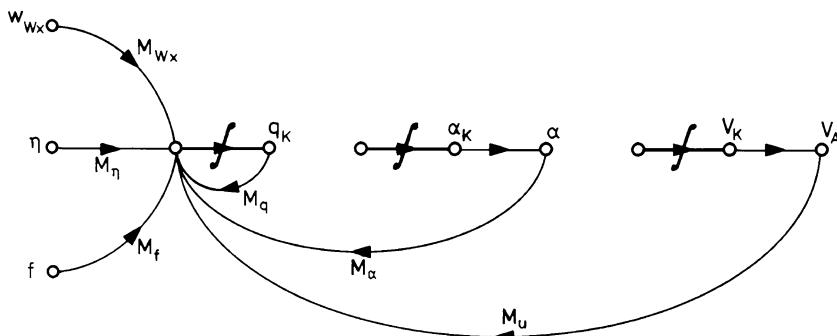
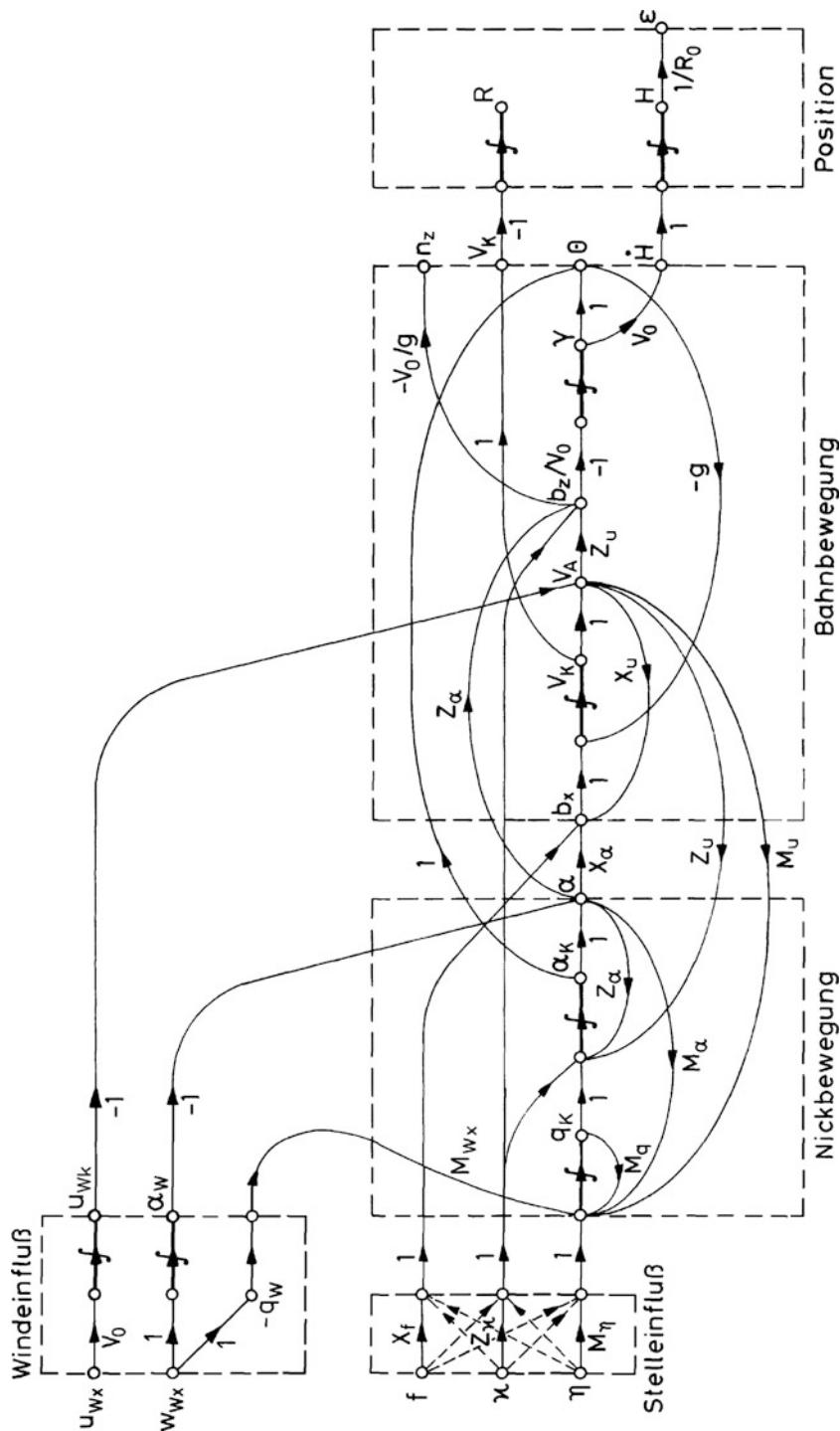


Bild 7.4 Aufbau des Signalfußdiagramms für die Nickmomentengleichung

In den SFD'en von Längs- und Seitenbewegung (Bilder 7.5 und 7.6) werden die in Kap.6 diskutierten physikalischen Wirkungsketten richtig wiedergegeben, wie z. B.:

- Eine horizontale Windstörung δu_{Wk} ist unmittelbar in δV_A zu messen und bewirkt erst über den Widerstandsterm X_u eine Bahnbeschleunigung $\delta \dot{V}_K$. Entsprechendes gilt für die Wirkung von $\delta \alpha_w$ auf $\delta \alpha$ und von $\delta \beta_w$ auf $\delta \beta$.
- Die Windgradienten bewirken eine Drehbeschleunigung im Rollen, Nicken und Gieren.
- Ein Höhenruderausschlag $\delta \eta$ bewirkt unmittelbar eine Nickbeschleunigung $\delta \dot{q}_K$. Durch die Rotation des Flugzeugs ($\delta \alpha_K = \delta \Theta - \delta \gamma$) wird der Anstellwinkel $\delta \alpha$ verändert. Die resultierende Auftriebsänderung erzeugt eine z -Beschleunigung δb_z , die sich zu einer Bahnwinkeländerung $\delta \gamma$ aufintegriert.
- Das Querruder steuert den Rollfreiheitsgrad und bietet über die Wirkungskette $\delta p_K, \delta \Phi, \delta \chi, \delta D$ die direkteste Möglichkeit zur Steuerung der Flugbahn.
- Das Seitenruder steuert im wesentlichen den Gierfreiheitsgrad mit den Zustandsgrößen δr_K und $\delta \beta_K$.
- Gier- und Rollfreiheitsgrad sind über $\delta \beta, \delta p_K$ und $\delta \Phi$ eng miteinander verkoppelt.



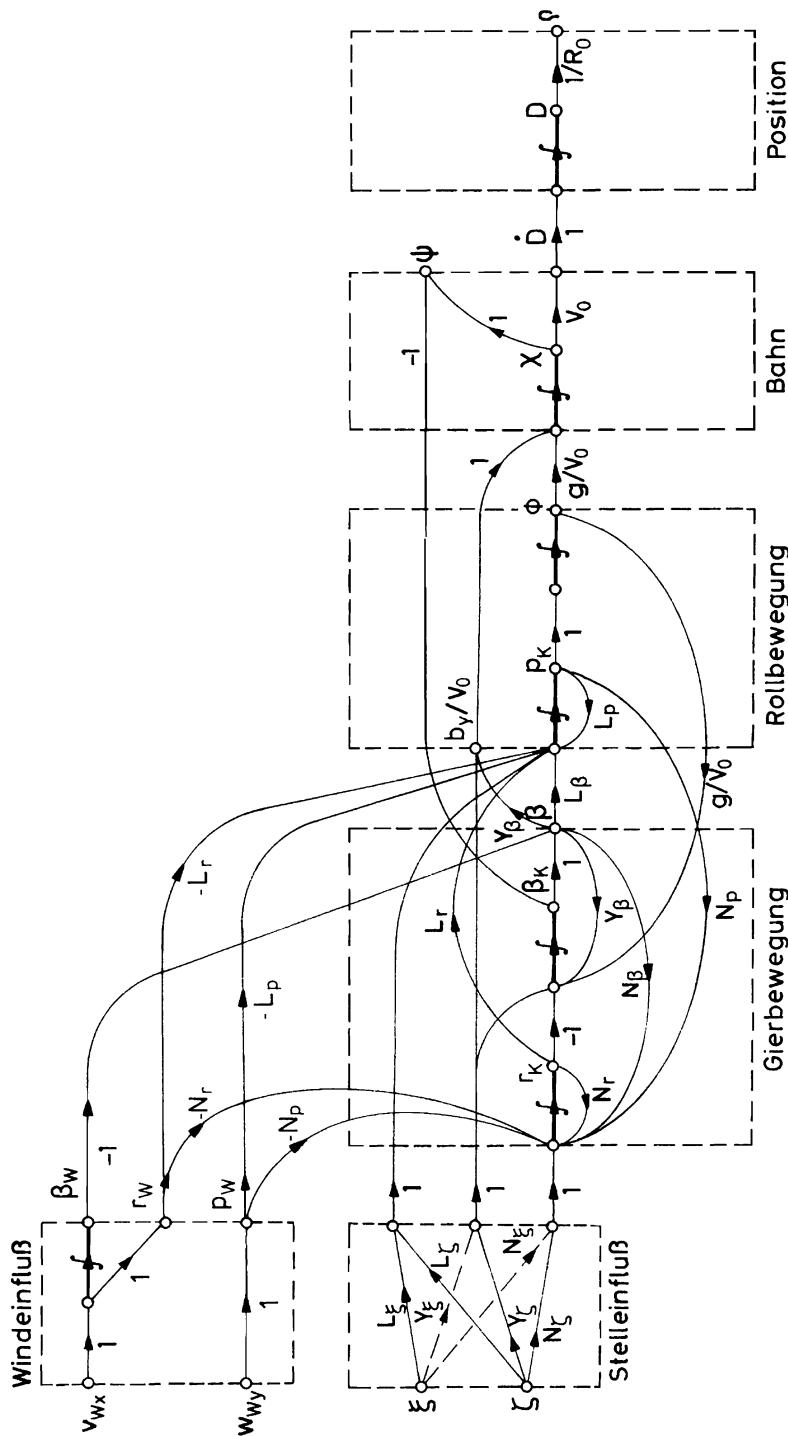


Bild 7.6 Signalflußdiagramm der Flugzeugseitenbewegung ($\Theta_l \approx 0$)

- Die Bahngröße $\delta\chi$ wird aus $\delta\Phi$ und δb_y durch offene Integration (Integration ohne Rückführung) gebildet, die seitliche Ablage δD durch eine weitere Integration. Wegen fehlender Rückführung beeinflussen $\delta\chi$ und $\delta\Psi$ die Dynamik der Seitenbewegung (Gier- und Rollbewegung) nicht.
- Die Positionsgrößen δH und δR werden durch offene Integration aus den Zustandsgrößen der „Flugzeugdynamik“ gebildet. Von ihnen gehen keine Rückwirkungen auf die übrigen Zustandsgrößen aus, so daß auch sie keinen Einfluß auf die Flugzeulgängsbewegung (Nick- und Bahnbewegung) haben.

Im SFD der Längsbewegung ist als zusätzliche Stellgröße der Ausschlag einer Flügelklappe κ eingezeichnet. Eine Flügelklappe (oder die Kombination mehrerer Klappen, vgl. Kap.2.2.8) wirkt über die Ersatzderivative X_κ , Z_κ und M_κ , genauso wie das Höhenruder, auf alle drei Gleichungen. Allerdings wirken Flügelklappen, anders als das Höhenruder, wesentlich stärker auf die Z-Kraft- und weniger stark auf die Nickmomentengleichung.

In den SFD'n von Bildern 7.5 und 7.6 erkennt man mehrere Grundelemente erster oder zweiter Ordnung, die jeweils einen Freiheitsgrad charakterisieren, vgl. hierzu Kap.8.2. Die weiteren Verknüpfungen stellen die Kopplungen zwischen diesen Freiheitsgraden dar. Das Gleichungssystem (SFD) der Längsbewegung enthält die beiden gekoppelten Freiheitsgrade:

- die Anstellwinkelschwingung mit den Zustandsgrößen δq_K und $\delta\alpha_K$ (weitere beteiligte Größen sind $\delta\alpha$, δb_z und $\delta\Theta$),
- die Phygoidschwingung mit den Zustandsgrößen δV_K und $\delta\gamma$ (weitere beteiligte Größen sind δV_A , δb_x und $\delta\Theta$).

Das Gleichungssystem der Seitenbewegung enthält ebenfalls zwei gekoppelte Freiheitsgrade, nämlich:

- die Gierbewegung (Taumelschwingung) mit den Zustandsgrößen δr_K und $\delta\beta_K$ (weitere beteiligte Größen sind $\delta\beta$ und δb_y),
- die Rollbewegung und Spiralbewegung mit den Zustandsgrößen δp_K und $\delta\Phi$ (weitere beteiligte Größen sind $\delta\Psi$ und $\delta\chi$).

Die Interpretation dieser Bewegungsformen ist Inhalt von Kap.8. Sofern keine Verwechslung möglich ist, werden im folgenden die linearen Abweichungen der Bewegungsgrößen wie diese selbst geschrieben, es wird also zur Vereinfachung die Kennzeichnung δ weggelassen.

Literaturverzeichnis zu Kapitel 7

Brockhaus, R.: Aircraft dynamics: state equations. In: Concise encyclopedia of modelling and simulation, Pergamon Press, Oxford 1992.

Brockhaus, R.: Flugregelung I. Oldenbourg, München 1977.

- Campbell, S., Chancelier, J.-P., Nikoukhahm, R.: Modeling and simulation in scilab/scicos. Springer, Berlin, 1. Auflage, November 2005
- Cook, M.V.: Flight dynamics principles. Arnold, London 1997.
- Eaton J.W., Bateman D., Hauberg S.: GNU Octave Manual Version 3. Network Theory Ltd, London, 23. Oktober 2008.
- Etkin, B.: Dynamics of atmospheric flight. Wiley, London 1972.
- Gomez, C., Bunks, C., Chancelior, J.-P., Delebecque, F.: Engineering and scientific computing with SciLab. Birkhauser Verlag AG, Basel, 1. Auflage, 1999.
- McRuer, D.T., Ashkenas, I., Graham, D.: Aircraft dynamics and automatic control. Princeton University Press, Princeton 1973.
- Nelson, R.C.: Flight stability and automatic control. 2nd Ed. McGraw-Hill, New York 1989.
- Rosenau, G.: Umrechnung flugmechanischer Derivativa. Z. Flugwiss. 19, S. 512–517, 1967.
- Stevens, B.L., Lewis, F.L.: Aircraft control and simulation. 2nd Ed., Wiley, New York 2004.
- Ulke, H.: Beiträge zur Kopplung der Längs- und Seitenbewegung von Flugzeugen. Dissertation, TU Braunschweig, Jahrbuch der WGLR 1967.
- Begriffe, Größen und Formelzeichen der Flugmechanik – Bewegung des Luftfahrzeugs gegenüber der Luft. DIN 9300 Teil 1, Beuth Verlag GmbH, Berlin 1990.
 - Begriffe, Größen und Formelzeichen der Flugmechanik – Derivative von Kräften, Momenten und ihren Beiwerten. DIN 9300 Teil 3 (Entwurf), Beuth Verlag GmbH, Berlin 1992.

Kapitel 8

Analyse des dynamischen Flugzeugverhaltens

In [Kap.6](#) wurde anhand reduzierter, nichtlinearer Gleichungen das Flugzeugverhalten „im Großen“ analysiert. Aus der Betrachtung des Kräfte- und Energiegleichgewichts wurde die Reaktion des Flugzeugs auf Steuerbefehle und Windstörungen untersucht. Nachdem in [Kap.7](#) die Gleichungen der Flugzeugdynamik linearisiert und in Zustandsform überführt wurden, soll hier das Flugzeugverhalten „im Kleinen“, d. h. bei kleinen Abweichungen von einem stationären Arbeitspunkt analysiert werden. Dafür werden sowohl die Zustandsgleichungen selbst herangezogen, als auch die aus ihnen abgeleiteten Übertragungsfunktionen. Zur Vereinfachung werden die linearen Abweichungen (δ) der Bewegungsgrößen nicht mehr gesondert gekennzeichnet.

Die in [Kap.7](#) eingeführten Signalflußdiagramme (SFD) werden als Bindeglied zwischen den Darstellungen im Zeit- und Frequenzbereich herangezogen und dienen als Grundlage vereinfachter Ingenieurmodelle. Bei der Analyse hier stehen im Vordergrund erstens die Charakterisierung des dynamischen Verhaltens der Strecke, d. h. ihres Verhaltens mit und ohne äußere Anregungen, zweitens die Einführung der in der Flugregelung gebräuchlichen Näherungen zur Beschreibung einzelner Freiheitsgrade und zur Abschätzung wesentlicher Einflüsse und Eigenschaften, und drittens die Auswahl geeigneter Übertragungswege für die Regelung (Regelbarkeitsbetrachtungen). Diese Analyse bildet die Grundlage für die Entwicklung von Reglerarchitekturen in den [Kap.14](#) bis [17](#).

8.1 Lösung der Zustandsgleichungen

Das mathematische Modell der Flugzeugbewegung wurde in [Kap.7](#) auf Zustandsform gebracht, die wie folgt lautet:

$$\dot{\underline{x}}(t) = \underline{A} \underline{x}(t) + \underline{B} \underline{u}(t) \quad (8.1.1)$$

$$\underline{y}(t) = \underline{C} \underline{x}(t) + \underline{D} \underline{u}(t) . \quad (8.1.2)$$

Hierin hat der Zustandsvektor \underline{x} die Dimension n , der Vektor der Eingangsgrößen \underline{u} die Dimension p und der Vektor der Ausgangsgrößen \underline{y} die Dimension q . Die

Matrizen haben entsprechende Dimensionen. Im folgenden wird die Lösung dieses linearen, zeit-invarianten Differentialgleichungssystems 1. Ordnung in allgemeiner Form behandelt. Ausführlichere Herleitungen sind in Lehrbüchern zu linearen Differentialgleichungen, Schwingungslehre und Regelungstheorie zu finden, z.B. [/Zurmühl 84/](#), [/Föllinger 08/](#). Das Differentialgleichungssystem in Zustandsform bildet nicht nur die Grundlage für die Analyse des Flugzeugverhaltens in diesem Kapitel, sondern auch für die Ausführungen zu Regelungsverfahren in [Kap.12](#) und [Kap.13](#).

8.1.1 Lösung der Zustandsgleichungen im Zeitbereich

Für die skalare Differentialgleichung (1. Ordnung, linear, konstante Koeffizienten)

$$\dot{x}(t) = a x(t) + b u(t) \quad (8.1.3)$$

gelangt man mit dem Euler-Ansatz zu der bekannten Lösung, wie in [/Föllinger 08/](#) beschrieben

$$x(t) = e^{at} x(0) + \int_0^t e^{a(t-\tau)} b u(\tau) d\tau . \quad (8.1.4)$$

Hierin stellt der erste Term die homogene Lösung dar, d. h. die Antwort auf die Anfangsbedingung $x(0)$, und der zweite die inhomogene Lösung, also die Antwort auf Eingangsgrößen in Form eines Faltungsintegrals. Zur Lösung der vektoriellen Zustandsgleichung wird die Matrix-Exponentialfunktion $e^{\underline{A}t}$ und ihre Entwicklung in eine Taylorreihe benötigt:

$$e^{\underline{A}t} = \underline{I} + \underline{A}t + \underline{A}^2 \frac{t^2}{2!} + \underline{A}^3 \frac{t^3}{3!} + \dots = \sum_{n=0}^{\infty} \frac{(\underline{A}t)^n}{n!} . \quad (8.1.5)$$

Durch Differenzieren nach der Zeit folgt:

$$\frac{d}{dt} e^{\underline{A}t} = \left[\underline{A} + \underline{A}^2 t + \frac{\underline{A}^3 t^2}{2!} + \dots \right] = \underline{A} e^{\underline{A}t} = e^{\underline{A}t} \underline{A} . \quad (8.1.6)$$

Wenn die Zustandsmatrix \underline{A} durch Diagonalmatrix der Eigenwerte $\underline{\Lambda}$ und die Modalmatrix \underline{V} gegeben ist (vgl. Gl.8.1.16), dann ist noch folgender Zusammenhang für die Transformation von \underline{A} mit einer invertierbaren Matrix \underline{T} wichtig:

$$\underline{T}^{-1} e^{\underline{A}t} \underline{T} = \left[\underline{T}^{-1} \underline{T} + \underline{T}^{-1} \underline{A} \underline{T} + \dots \right] = e^{(\underline{T}^{-1} \underline{A} \underline{T})t} . \quad (8.1.7)$$

Zur Lösung der Zustandsgleichung [8.1.1](#) multipliziert man diese links mit $e^{-\underline{A}t}$

$$e^{-\underline{A}t} \dot{x}(t) = e^{-\underline{A}t} [\underline{A} \underline{x}(t) + \underline{B} \underline{u}(t)] . \quad (8.1.8)$$

Da auch für die Differentiation von Matrizen die Produktregel gilt

$$\frac{d}{dt} \left[e^{-\underline{A}t} \underline{x}(t) \right] = e^{-\underline{A}t} \dot{\underline{x}}(t) - e^{-\underline{A}t} \underline{A} \underline{x}(t) , \quad (8.1.9)$$

kann man Gleichung 8.1.8 umformen zu

$$e^{-\underline{A}t} \dot{\underline{x}}(t) - e^{-\underline{A}t} \underline{A} \underline{x}(t) = \frac{d}{dt} \left[e^{-\underline{A}t} \underline{x}(t) \right] = e^{-\underline{A}t} \underline{B} \underline{u}(t) . \quad (8.1.10)$$

Durch Integration dieser Gleichung

$$\int_{t_0}^t \frac{d}{d\tau} \left[e^{-\underline{A}\tau} \underline{x}(\tau) \right] d\tau = \int_{t_0}^t e^{-\underline{A}\tau} \underline{B} \underline{u}(\tau) d\tau \quad (8.1.11)$$

erhält man

$$e^{-\underline{A}t} \underline{x}(t) - e^{-\underline{A}t_0} \underline{x}(t_0) = \int_{t_0}^t e^{-\underline{A}\tau} \underline{B} \underline{u}(\tau) d\tau . \quad (8.1.12)$$

Nach linker Multiplikation mit $e^{\underline{A}t}$ folgt schließlich die Lösung von Gl.8.1.1

$$\underline{x}(t) = e^{\underline{A}(t-t_0)} \underline{x}(t_0) + \int_{t_0}^t e^{\underline{A}(t-\tau)} \underline{B} \underline{u}(\tau) d\tau . \quad (8.1.13)$$

Diese besteht wie im skalaren Fall (Gl.8.1.4) aus einer homogenen Lösung und einem Vektor-Faltungsintegral. Hierin ist $e^{\underline{A}(t-t_0)}$ die Transitionsmatrix des Systems, die beschreibt, wie das System vom Anfangszustand zum Zeitpunkt t_0 in den Zustand zum Zeitpunkt t übergeht. Wenn sie exakt vorliegt, dann kann auch $\underline{x}(t)$ exakt berechnet werden. Meist kann sie aber nur in Näherung bestimmt werden, beispielsweise aus einer Taylorreihe wie in Gl.8.1.5 angegeben. Dann erhält man auch $\underline{x}(t)$ nur in Näherung.

Sind die Eigenwerte λ_i der Matrix \underline{A} sämtlich verschieden, so hat sie n (Rechts-)Eigenvektoren \underline{v}_i , die den Gleichungen genügen

$$[\lambda_i \underline{I} - \underline{A}] \underline{v}_i = \underline{0} , \quad i = 1 \dots n . \quad (8.1.14)$$

Diese Gleichungen lassen sich wie folgt zusammenfassen

$$\underline{A} [\underline{v}_1 \cdots \underline{v}_n] = [\underline{v}_1 \cdots \underline{v}_n] \begin{bmatrix} \lambda_1 & & \\ & \ddots & \\ & & \lambda_n \end{bmatrix} = \underline{V} \underline{A} . \quad (8.1.15)$$

Hierin ist \underline{V} die Modalmatrix zu \underline{A} , deren Spalten gleich den Rechtseigenvektoren \underline{v}_i sind, und $\underline{\Lambda}$ ist die Diagonalmatrix der Eigenwerte λ_i . Aus rechter Multiplikation von Gl.8.1.15 mit \underline{V}^{-1} folgt die Modaltransformation

$$\underline{A} = \underline{V} \underline{\Lambda} \underline{V}^{-1}. \quad (8.1.16)$$

Die Zeilen von \underline{V}^{-1} sind gleich den transponierten Linkseigenvektoren \underline{w}_i^T der Matrix \underline{A} , diese erfüllen die Gleichungen¹

$$\underline{w}_i^T [\lambda_i \underline{I} - \underline{A}] = \underline{0}, \quad i = 1 \dots n. \quad (8.1.17)$$

Mit Gln.8.1.7 und 8.1.16 lässt sich die allgemeine Lösung (Gl.8.1.13) schreiben

$$\underline{x}(t) = \underline{V} e^{\underline{\Lambda}(t-t_0)} \underline{V}^{-1} \underline{x}(t_0) + \underline{V} \int_{t_0}^t e^{\underline{\Lambda}(t-\tau)} \underline{V}^{-1} \underline{B} \underline{u}(\tau) d\tau. \quad (8.1.18)$$

Der erste Teil ist gleich der homogenen Lösung $\underline{x}_h(t)$ und lässt sich als Summe schreiben

$$\underline{x}_h(t) = \sum_{i=1}^n e^{\lambda_i(t-t_0)} \underline{v}_i \underline{w}_i^T \underline{x}(t_0). \quad (8.1.19)$$

Hierin wird erkennbar, daß sich $\underline{x}_h(t)$ aus n Einzellösungen $e^{\lambda_i t}$ zusammensetzt, deren Amplitudenvektoren sich aus den Eigenvektoren \underline{v}_i und \underline{w}_i der Matrix \underline{A} und den Anfangsbedingungen $\underline{x}(0)$ ergeben. Die Lösung enthält demnach:

1. Reelle Bewegungsanteile, in denen der Eigenwert λ_i und der zugehörige Eigenvektor \underline{v}_i reell sind. Hierdurch wird ein aperiodischer Vorgang beschrieben.
2. Konjugiert komplexe Anteile, in denen $\lambda_i = \sigma_i + j\omega_i$ und $\lambda_{i+1} = \sigma_i - j\omega_i$ so wie \underline{v}_i und \underline{v}_{i+1} konjugiert komplex sind. Paarweise wird hierdurch ein periodischer Vorgang beschrieben².

¹ Bei komplexwertigen Matrizen oder Vektoren bedeutet das hochgestellte T, daß die Matrix bzw. der Vektor transponiert wird und alle komplexen Elemente durch ihren konjugiert komplexen Wert ersetzt werden.

² Im mathematisch strengen Sinn werden Funktionen dann als periodisch bezeichnet, wenn $f(t) = f(t + T_0)$ und $T_0 = \text{konst.}$ ist. Die Funktion wiederholt sich also nach der Zeit T_0 . Dieses gilt hier genau genommen nur für $\sigma_i = 0$. Wenn $\sigma_i < 0$ ist, spricht man von einer periodisch gedämpften Schwingung und wenn $\sigma_i > 0$ von einer periodisch angefachten Schwingung. Im folgenden wird diese strenge Unterscheidung nicht gemacht und der Begriff periodisch für alle 3 Fälle benutzt.

Der zweite Term in Gl.8.1.18 ist gleich der Partikulärlösung $\underline{x}_{\text{inh}}(t)$. Ist $\underline{u}(t)$ gleich einem Vektor von Sprungfunktionen mit dem Amplitudenvektor \underline{u}_0 , so lautet die Partikulärlösung

$$\underline{x}_{\text{inh}}(t) = \sum_{i=1}^n \frac{1}{\lambda_i} \left[e^{\lambda_i(t-t_0)} - 1 \right] v_i \underline{w}_i^T B \underline{u}_0 . \quad (8.1.20)$$

Auch diese n Lösungsanteile sind eine Funktion der Eigenvektoren. Ihre relativen Amplituden sind außerdem umgekehrt proportional den Eigenwerten. Das lässt sich an den Sprungantworten von Anstellwinkelschwingung und Phygoide in den Bildern 8.9 und 8.10 nachvollziehen.

8.1.2 Numerische Simulation

Eine geschlossene Lösung des Faltungsintegrals in Gl.8.1.13 ist nur in einfachen Fällen möglich. Zur numerischen Berechnung der Systemantwort genügt aber eine Rechnung in genügend dicht gewählten Abtastschritten mit dem konstanten Abtastintervall T . Dazu wird die kontinuierliche Lösung $\underline{x}(t)$ als eine Wertefolge $\underline{x}(t_k)$ an diskreten Zeitpunkten $t_k = t_0 + kT$ dargestellt, vgl. Bild 8.1. Es ist zweckmäßig, hierfür einen rekursiven Algorithmus zu benutzen, bei dem sich ein neuer Funktionswert aus dem vorhergehenden ergibt. Die allgemeine Lösung, Gl.8.1.13, wird wie folgt diskretisiert und in rekursiver Form geschrieben

$$\underline{x}(t_{k+1}) = e^{\underline{A} T} \underline{x}(t_k) + \int_{t_k}^{t_{k+1}} e^{\underline{A}(t_{k+1}-\tau)} \underline{B} \underline{u}(t_k) d\tau \quad (8.1.21)$$

hierin wurde $t_0 = t_k$ und $t = t_{k+1} = t_k + T$ gesetzt.

Wird $\underline{u}(t)$ im Zeitraum $t_k < t < t_{k+1}$ als konstant angenommen, so lässt sich dieser Term aus dem Integral herausziehen. Mit der Substitution $v = t_{k+1} - \tau$ folgt dann

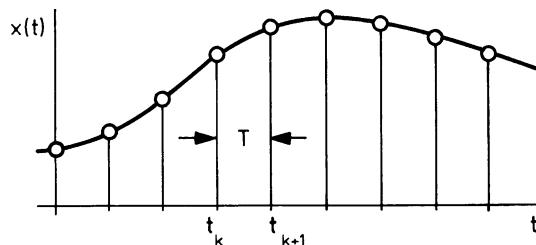


Bild 8.1 Diskretisierung einer Zeitfunktion

$$\underline{x}(t_{k+1}) = e^{\underline{A}T} \underline{x}(t_k) + \int_0^T e^{\underline{A}v} \underline{B} dv \underline{u}(t_k) = \underline{F} \underline{x}(t_k) + \underline{G} \underline{u}(t_k) \quad (8.1.22)$$

die diskrete Zustandsgleichung des Systems. Diese ist eine Vektor-Differenzengleichung in rekursiver Form. Da T konstant ist, sind auch \underline{F} und \underline{G} konstante Matrizen, die wie folgt berechnet werden können. Auf Grund der Definition der Matrixexponentialfunktion gilt für die diskrete Dynamik-Matrix \underline{F}

$$\underline{F} = e^{\underline{A}T} = \sum_{n=0}^{\infty} \frac{(\underline{A}T)^n}{n!}. \quad (8.1.23)$$

Diese Reihe konvergiert relativ schnell, so daß sie nach wenigen Elementen abgebrochen werden kann. Die Matrix \underline{G} ist wie folgt zu berechnen (vgl. [/Ackermann 88/](#))

$$\underline{G} = \int_0^T e^{\underline{A}v} \underline{B} dv = \int_0^T \sum_{n=0}^{\infty} \frac{(\underline{A}v)^n}{n!} \underline{B} dv = \sum_{n=0}^{\infty} \underline{A}^n T^{n+1} \underline{B} \frac{1}{(n+1)!}. \quad (8.1.24)$$

Hiermit ergibt sich die Möglichkeit der numerischen Simulation, d. h. der diskreten Berechnung der Antwort selbst komplexer Gleichungssysteme auf beliebige Eingangssignale $\underline{u}(t_k)$. Bei genügend großer Schrittzahl lässt sich so ein quasi-kontinuierlicher Zeitverlauf berechnen und als Kurvenverlauf darstellen. Die Vorgehensweise ist dabei wie folgt:

- Festlegung der Abtastzeit T mit dem Wert π/ω_g als obere Grenze (Shannon'sches Abtasttheorem), worin ω_g die obere Frequenzgrenze des Signals ist.
- Einmalige Berechnung der konstanten Matrizen \underline{F} und \underline{G} (diese sind von T abhängig).
- Vorgabe des Eingangs-Signalverlaufs $\underline{u}(t_k)$, wobei dieser im Abtastintervall T als konstant anzunehmen ist.
- Schrittweise, rekursive Berechnung von Zustands- und Ausgangsvektor nach den diskreten Zustandsgleichungen

$$\underline{x}(t_{k+1}) = \underline{F} \underline{x}(t_k) + \underline{G} \underline{u}(t_k) \quad (8.1.25)$$

$$\underline{y}(t_k) = \underline{C} \underline{x}(t_k) + \underline{D} \underline{u}(t_k). \quad (8.1.26)$$

Der Vorteil dieser Lösung besteht darin, daß bei fester Abtastzeit T auch \underline{F} und \underline{G} fest sind. Die Zustandsgleichung enthält somit nur noch Multiplikationen und lässt sich relativ schnell berechnen. Nachteilig ist, daß sie nur auf lineare Zustandsgleichungen anwendbar ist.

Numerische Integration der Zustandsgleichungen

Unter dem Begriff „numerische Integration“ wird die direkte, diskrete Lösung der Zustandsgleichung

$$\dot{\underline{x}}(t) = \underline{f} [\underline{x}(t), \underline{u}(t)] \quad \underline{x}(t_0) = \underline{x}_0 \quad (8.1.27)$$

mit Hilfe verschiedener Integrationsalgorithmen verstanden. Das Rechenschema zur Ermittlung der Wertefolge lautet generell

$$\underline{x}(t_{k+1}) = \underline{x}(t_k) + \Delta \underline{x}(t_k) \quad (8.1.28)$$

mit

$$\Delta \underline{x}(t_k) = \int_{t_k}^{t_{k+1}} \underline{f}(\underline{x}, \underline{u}) d\tau \quad \text{und} \quad k = 0, 1, 2, \dots, N. \quad (8.1.29)$$

Aufgabe des Integrationsalgorithmus' ist es, den Wertezuwachs $\Delta \underline{x}$ möglichst exakt zu bestimmen. Da $\Delta \underline{x}$ numerisch berechnet wird, ist das Verfahren auch für nichtlineare und zeitvariable Systeme allgemein verwendbar.

Es gibt eine Reihe verschiedener Integrationsalgorithmen, die sich nach Genauigkeit und Rechenaufwand unterscheiden. Im einfachsten Fall wird die Fläche eines Rechtecks unter der Zeitfunktion berechnet (Euler-Verfahren), vgl. Bild 8.2a, also

$$\Delta \underline{x}(t_k) = T \dot{\underline{x}}(t_k). \quad (8.1.30)$$

Es entspricht im linearen Fall der Näherung erster Ordnung in Gleichung 8.1.23 für die Dynamik-Matrix ($\underline{F} = \underline{I} + \underline{A}T$). Eine höhere Genauigkeit liefert das Heun-Verfahren, bei dem das Trapez unter der Funktion berechnet wird, vgl. Bild 8.2b

$$\Delta \underline{x}(t_k) = \frac{T}{2} \left(\dot{\underline{x}}(t_k) + \hat{\dot{\underline{x}}}(t_{k+1}) \right), \quad (8.1.31)$$

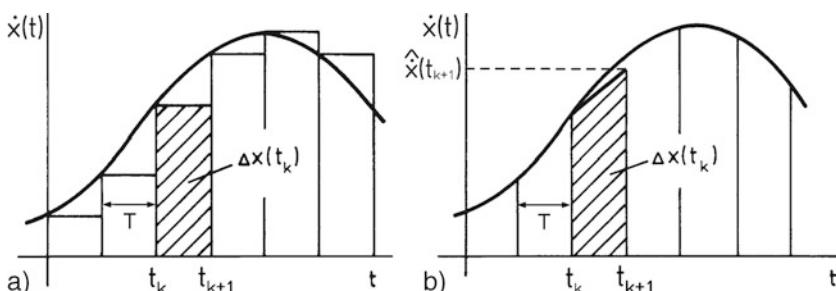


Bild 8.2 Numerische Integrationsverfahren a) Euler, explizit, b) Heun

wobei $\hat{\underline{x}}(t_{k+1})$ ein Schätzwert ist, der auf dem mit dem Euler-Verfahren geschätzten Wert $\underline{x}(t_{k+1})$ für den Zustand zum Zeitpunkt (t_{k+1}) basiert, also

$$\hat{\underline{x}}(t_{k+1}) = \underline{x}(t_k) + T \underline{\dot{x}}(t_k) \quad (8.1.32)$$

und

$$\hat{\underline{x}}(t_{k+1}) = f \left[\hat{\underline{x}}(t_{k+1}), \underline{u}(t_{k+1}) \right], \quad (8.1.33)$$

wobei in Echtzeitanwendungen das Problem besteht, daß zum Zeitpunkt t_k der Wert von $\underline{u}(t_{k+1})$ noch nicht bekannt ist. Man ist dann gezwungen, stattdessen den aktuellen Wert $\underline{u}(t_k)$ zu verwenden.

Bei höherwertigen Verfahren wird die Genauigkeit dadurch erhöht, daß je Abtastschritt weitere Funktionswerte gerechnet werden. Das bekannteste ist das Runge-Kutta-Verfahren vierter Ordnung [/Press Fl 86/](#). Diese und andere Integrationsroutinen sind in allen gängigen Software-Bibliotheken zur numerischen Simulation enthalten. Ein typisches numerisches Simulationsprogramm hat den in Bild 8.3 gezeigten prinzipiellen Aufbau.

8.1.3 Lösung der Zustandsgleichung im Laplacebereich

Aus dem skalaren Fall ist bekannt, daß die Berechnung des Faltungsintegrals durch Laplacetransformation auf ein einfaches Produkt zurückgeführt wird. Das läßt sich auch auf eine Vektor-Differentialgleichung anwenden, wobei definitionsgemäß jedes Element der Vektoren transformiert wird. Die Zustandsgleichungen 8.1.1 und 8.1.2 werden durch Laplacetransformation zu

$$s \underline{x}(s) - \underline{x}(t_0) = \underline{A} \underline{x}(s) + \underline{B} \underline{u}(s) \quad (8.1.34)$$

$$\underline{y}(s) = \underline{C} \underline{x}(s) + \underline{D} \underline{u}(s). \quad (8.1.35)$$

Durch Umstellen von Gl.8.1.34

$$(s\underline{I} - \underline{A}) \underline{x}(s) = \underline{x}(t_0) + \underline{B} \underline{u}(s) \quad (8.1.36)$$

gelangt man direkt zur Lösung

$$\underline{x}(s) = (s\underline{I} - \underline{A})^{-1} \underline{x}(t_0) + (s\underline{I} - \underline{A})^{-1} \underline{B} \underline{u}(s). \quad (8.1.37)$$

Auch hier ist der erste Teil die homogene Lösung (für Eingangssignale gleich null) und der zweite Teil der Partikulärlösung (für Anfangsbedingungen gleich null). Aus dem Vergleich mit der Lösung für $\underline{x}(t)$ in Gl.8.1.13 folgt für die Laplace-Transformation von $e^{\underline{A}t}$ (gekennzeichnet durch \mathcal{L}), (s. [/Föllinger 07/](#))

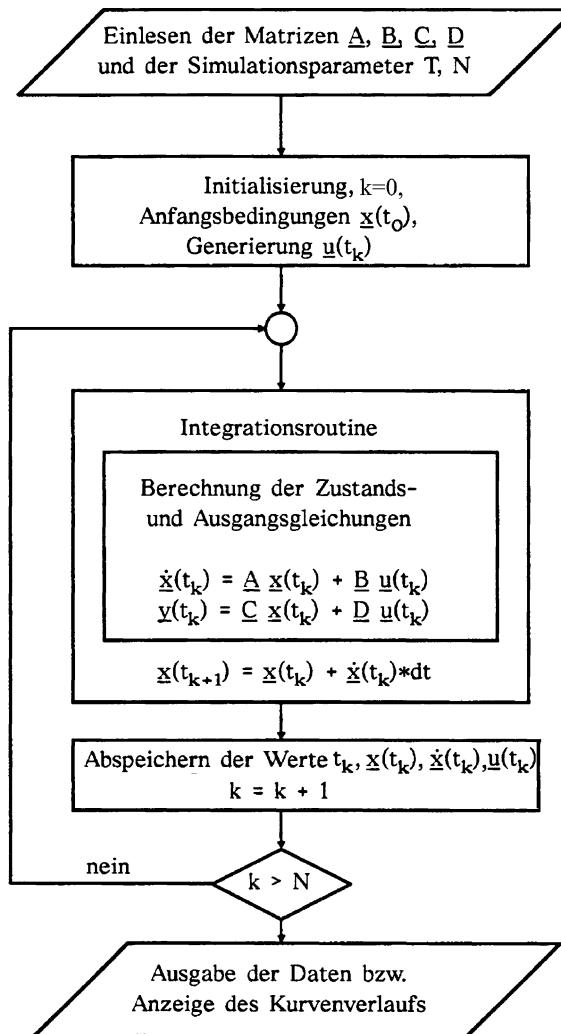


Bild 8.3 Flußdiagramm eines Simulationsprogramms

$$(s\underline{I} - \underline{A})^{-1} = \mathcal{L} \left\{ e^{\underline{A}t} \right\}. \quad (8.1.38)$$

Einsetzen von Gl.8.1.37 in Gl.8.1.35 liefert für die Ausgangsgrößen bei verschwindenden Anfangsbedingungen

$$\underline{y}(s) = \left[\underline{C} (s\underline{I} - \underline{A})^{-1} \underline{B} + \underline{D} \right] \underline{u}(s) = \widehat{\underline{G}}(s) \underline{u}(s). \quad (8.1.39)$$

Das Faltungsintegral wird auch hier ersetzt durch das Produkt zwischen der Übertragungsmatrix (ÜM) $\widehat{G}(s)$ und dem Vektor der Eingangsgrößen $\underline{u}(s)$. Die ÜM lautet

$$\widehat{G}(s) = \underline{C} (s\underline{I} - \underline{A})^{-1} \underline{B} + \underline{D} = \frac{1}{|s\underline{I} - \underline{A}|} \underline{C} (s\underline{I} - \underline{A})_{\text{adj}} \underline{B} + \underline{D}. \quad (8.1.40)$$

Ihre Elemente \widehat{g}_{ij} sind die Übertragungsfunktionen (ÜF'en) zwischen je einem Eingang u_j und einem Ausgang y_i . Nach Gl.8.1.40 lautet das charakteristische Polynom zur Matrix \underline{A}

$$|s\underline{I} - \underline{A}| = n_G(s), \quad (8.1.41)$$

es ist gleich dem gemeinsamen Nenner $n_G(s)$ aller Übertragungsfunktionen. Der Ausdruck

$$\underline{C} (s\underline{I} - \underline{A})_{\text{adj}} \underline{B} + |s\underline{I} - \underline{A}| \underline{D} = \underline{G}(s) \quad (8.1.42)$$

ist die Matrix der Zähler der Übertragungsfunktionen. $\underline{G}(s)$ (ohne „Dach“) ist eine Polynommatrix mit den Elementen $g_{ij}(s)$, den einzelnen Zählerpolynomen. Man beachte, daß das „Dach“ kennzeichnet, ob eine Übertragungsmatrix $\widehat{G}(s)$ bzw. ihre Elemente $\widehat{g}_{ij}(s)$ oder lediglich ihre Zählermatrix $\underline{G}(s)$ bzw. deren Elemente gemeint sind. Bei $\widehat{G}(s)$ handelt es sich um eine Matrix von rationalen Funktionen, bei $\underline{G}(s)$ um eine Polynommatrix. Zwischen den einzelnen Elementen der beiden Matrizen besteht der Zusammenhang:

$$\widehat{g}_{ij}(s) = \frac{g_{ij}(s)}{n_G(s)}. \quad (8.1.43)$$

Die Übertragungsmatrix $\widehat{G}(s)$ ist einerseits die Lösung des Differentialgleichungssystems im Laplacebereich, andererseits ist sie der Operator, der den Vektor der Eingangsgrößen $\underline{u}(s)$ in den Vektor der Ausgangsgrößen $\underline{y}(s)$ überführt. $\widehat{G}(s)$ stellt damit die Verallgemeinerung des eindimensionalen Falles dar. Analog zur Blockschaltbilddarstellung für einzelne ÜF'en werden die ÜM durch einen Block und die Variablen durch eine Linie dargestellt, letztere ist hier als eine Mehrfachverbindung zu verstehen, vgl. Bild 8.4a.

Aus den Regeln des Matrix-Vektor-Produkts folgt, daß die ÜF \widehat{g}_{ij} die Wirkung des Eingangs u_j auf den Ausgang y_i beschreibt (erster Index $\widehat{\equiv}$ Ausgangsgröße, zweiter Index $\widehat{\equiv}$ Eingangsgröße); das ist im Bild 8.4b dargestellt. Ein detailliertes Blockschaltbild für eine ÜM mit je zwei Ein- und Ausgängen zeigt Bild 8.5. Hierin wirkt jeder Eingang rückwirkungsfrei auf jeden Ausgang, wobei sich die Einzeleinfüsse linear überlagern. Es gilt allgemein bei p Eingangsgrößen

$$y_i(s) = \widehat{g}_{i1}(s) u_1(s) + \widehat{g}_{i2}(s) u_2(s) + \dots = \sum_{j=1}^p \widehat{g}_{ij}(s) u_j(s). \quad (8.1.44)$$

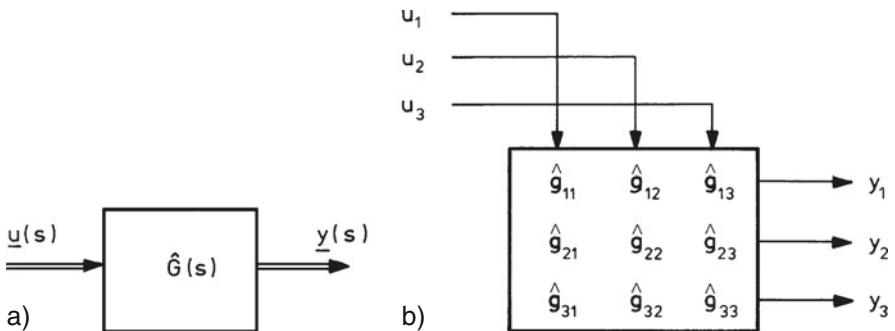
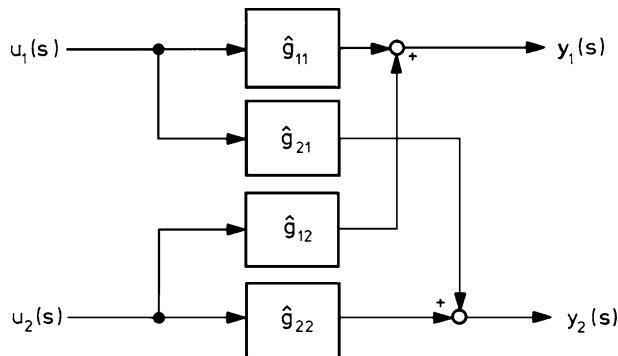


Bild 8.4 Übertragungsmatrix a) Block, b) Anordnung der Übertragungsfunktionen

Bild 8.5 Blockschaltbild eines 2×2 -Übertragungssystems

ÜF werden durch ihre Zähler- und Nennerpolynome allgemein wie folgt angegeben:

$$\hat{g}(s) = \frac{b_0 + b_1 s + \dots + b_m s^m}{a_0 + a_1 s + \dots + a_n s^n} = \frac{\sum_{j=0}^m b_j s^j}{\sum_{i=0}^n a_i s^i}. \quad (8.1.45)$$

Wenn die Nullstellen q_i und die Pole p_j berechnet sind, können Zähler- und Nennerpolynome in Linearfaktoren zerlegt werden und man erhält die ÜF in faktorisierter Form:

$$\hat{g}(s) = \frac{b_m(s - q_1)(s - q_2) \cdots (s - q_m)}{a_n(s - p_1)(s - p_2) \cdots (s - p_n)} = \frac{b_m \prod_{j=1}^m (s - q_j)}{a_n \prod_{i=1}^n (s - p_i)}. \quad (8.1.46)$$

Das Verhalten eines Übertragungsgliedes kann anhand der ÜF klassifiziert werden. Man verwendet dazu nach [/DIN 19226, Teil 2/](#), wo auch weitere Erläuterungen dazu zu finden sind, die folgende elementaren Glieder: proportionales (P), differenzierendes (D), integrierendes (I) Glied so wie das Totzeitglied (T_t). Zusätzliche Zeitverzögerungen werden gekennzeichnet durch ein angefügtes T_k (mit $k = 1, 2 \dots$).

8.1.4 Stabilität

Definition

Ein dynamisches System heißt stabil, wenn jede beschränkte Änderung einer Eingangsgröße auch eine beschränkte Änderung der Zustandsgrößen hervorruft [/Solodownikow 70/](#).

Kehrt das System nach Abklingen des Eingangssignals zu seinem ursprünglichen stationären Zustand (Betriebspunkt) zurück, so heißt es asymptotisch stabil. Diese sehr allgemeine Definition lässt sich für lineare Systeme reduzieren auf die Forderung, daß in Gl.[8.1.19](#) alle Lösungsanteile abklingen, d. h. daß die Exponenten λ_i sämtlich negativen Realteil haben. Die λ_i bestimmen als Eigenwerte von \underline{A} auch die Partikulärlösung nach Gl.[8.1.20](#), so daß für $\text{Re}(\lambda_i) < 0$ auch alle Übergangsvorgänge abklingen, solange die Eingangssignale begrenzt sind. Das führt auf die Definition:

Ein durch lineare Zustandsdifferentialgleichungen beschriebenes System ist genau dann stabil, wenn die Eigenwerte seiner Dynamikmatrix \underline{A} negativen Realteil haben.

Die Übertragungsmatrix $\widehat{\underline{G}}$ als Lösung der Zustandsdifferentialgleichung hat nach Gl.[8.1.40](#) als gemeinsamen Nenner aller ihrer Elemente das charakteristische Polynom zu \underline{A} . Die Eigenwerte der Dynamikmatrix \underline{A} sind demnach identisch mit den Wurzeln des Nenners (den Polen) aller Übertragungsfunktionen. Somit gilt die Definition:

Ein durch eine Übertragungsfunktion gegebenes (lineares) System ist genau dann stabil, wenn alle Wurzeln des Nenners (Pole) seiner ÜF einen negativen Realteil haben.

Damit ist Stabilität eine Eigenschaft des Gesamtsystems und kann nicht auf einzelne Freiheitsgrade oder Zustandsgrößen begrenzt sein. Diese Stabilitätsdefinition lässt sich sinngemäß auch auf die charakteristische Gleichung des Regelkreises in [Kap.12](#) übertragen.

Stabilitätsprüfung

Die Stabilität lässt sich mit dem Kriterium nach Routh-Hurwitz ohne Lösen der charakteristischen Gleichung aus ihren Koeffizienten bestimmen. Ein lineares System ist genau dann stabil, wenn

1. die Koeffizienten seiner charakteristischen Gleichung sämtlich größer null und
2. alle „nordwestlichen“ Unterdeterminanten der Hurwitz-Determinante H_n größer null sind.

Die Hurwitz-Determinante lautet:

$$H_n = \begin{vmatrix} a_{n-1} & a_{n-3} & a_{n-5} & \cdots \\ a_n & a_{n-2} & a_{n-4} & \cdots \\ 0 & a_{n-1} & a_{n-3} & \cdots \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots \end{vmatrix}. \quad (8.1.47)$$

Für ein System der Ordnung $n \leq 2$ führen beide Bedingungen auf das gleiche Ergebnis, die erste Bedingung ist also hinreichend. Dieses Stabilitätskriterium ist besonders geeignet für analytische Untersuchungen im Sinne von Kap.8.2 und lässt sich z. B. direkt auf Gl.8.1.41 anwenden. Wegen des komplizierten Aufbaus der Gleichungskoeffizienten sind bei der analytischen Betrachtung von Systemen höherer Ordnung allerdings starke Vereinfachungen nötig.

Alternativ kann man die Stabilität eines Systems im Zeitbereich an seiner Antwort auf ein Eingangssignal untersuchen. Diese Prüfung basiert auf der Stabilitätsdefinition nach /Solodownikow 70/. Sie ist sehr einfach durchzuführen, wenn ein System als ein simulierbares Modell vorliegt, aber auch dann, wenn es als reales System oder Labormuster existiert, also selbst dann wenn kein mathematisches Modell vorliegt. Diese Methode ist allgemein anwendbar – und nicht auf lineare Systeme mit konstanten Koeffizienten beschränkt. Allerdings kann bei nichtlinearen Systemen das Ergebnis von der Größe der Anregung abhängen. Wählt man einen Impuls als Eingangssignal so gilt:

Ein System ist stabil, wenn es nach einer Impulsanregung wieder in seine Ruhelage zurückkehrt (asymptotische Stabilität)

und im Fall eines beliebigen begrenzten Anregungssignals:

Ein System ist stabil, wenn jede begrenzte Änderung des Eingangssignals zu einer begrenzten Änderung des Ausgangssignals führt.

Der zweite Stabilitätstest ermittelt die sogenannte BIBO (*Bounded Input Bounded Output*)-Stabilität. Die Prüfung der BIBO-Stabilität erfolgt gewöhnlich mit einem sprungförmigen Eingangssignal, da dieses einfach zu realisieren ist und eine relativ harte Testbedingung darstellt (Anregung aller Frequenzen).

Eine weitere, in der Regelungstechnik sehr häufig eingesetzte Methode zur Vorhersage der Stabilität eines geschlossenen Regelkreises, ist das Nyquist-Kriterium, s. auch Kap.12.1.3. Es basiert auf der Darstellung der Frequenzgangsortskurve des offenen Regelkreises in der komplexen Zahlebene (Nyquist-Diagramm, vgl. Bild 12.10 und 12.11). Auf seine Herleitung, die in jedem grundlegenden Lehrbuch der Regelungstechnik zu finden ist (z. B. /Föllinger 08/), wird hier verzichtet und

es wird nur das vereinfachte Nyquist-Kriterium angegeben, das für stabile Systeme mit maximal zwei freien Integrationen (d. h. max. zwei Polen im Ursprung) gilt:

Der geschlossene Regelkreis ist genau dann stabil, wenn die Frequenzgangs-Ortskurve des offenen Kreises $F_0(j\omega)$, für wachsende ω durchlaufen, in der Umgebung des „kritischen Punktes“ (bei negativer Rückführung ist das $(-1, j \neq 0)$) diesen links liegen läßt.

Der Vorteil des Nyquist-Kriteriums besteht darin, daß zum einen die Wirkung von Totzeiten auf die Stabilität berücksichtigt werden kann (was bei digitalen Systemen sehr wichtig ist) und daß zum anderen Stabilitätsreserven (Amplituden- und Phasenreserven) im Nyquist-Diagramm direkt abgelesen werden können.

„Dynamische“ und „statische“ Stabilität

Die Stabilitätsdefinition soll an einem Beispiel zweiter Ordnung erläutert werden. Das in Bild 8.6 dargestellte Feder-Masse-System gehorcht der Differentialgleichung

$$m \ddot{x}(t) + r \dot{x}(t) + c x(t) = u(t) \quad (8.1.48)$$

und wird durch zwei Zustandsgrößen beschrieben

$$x_1 = x$$

und

$$x_2 = \dot{x} = \dot{x}_1 ,$$

worin nach Gl.8.1.48

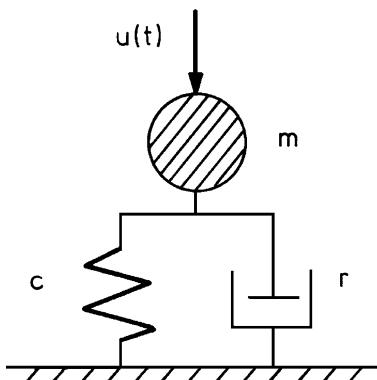


Bild 8.6 Feder-Masse-System (Masse m , Dämpfungskonstante r , Federkonstante c und Eingangsgröße $u(t)$)

$$\ddot{x}_2 = \ddot{x} = -\frac{r}{m} \dot{x} - \frac{c}{m} x + \frac{1}{m} u = -a_1 x_2 - a_0 x_1 + b_0 u . \quad (8.1.49)$$

Somit lässt sich Gl.8.1.48 als Zustandsdifferentialgleichung schreiben

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -c/m & -r/m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1/m \end{bmatrix} u = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -a_0 & -a_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ b_0 \end{bmatrix} u . \quad (8.1.50)$$

Das ist die Regelungsnormalform der Zustandsgleichung, aus der sich mit Gl.8.1.40 die ÜF zwischen $u(s)$ und $x(s)$ bestimmen lässt. Es gilt

$$x(s) = \frac{1/m}{s^2 + (r/m)s + c/m} u(s) = \frac{b_0}{s^2 + a_1 s + a_0} u(s) . \quad (8.1.51)$$

Die Eigenwerte der Dynamikmatrix und die Pole der ÜF sind gleichlautend

$$s_{1,2} = -\frac{a_1}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{a_1}{2}\right)^2 - a_0} = \sigma \pm j\omega . \quad (8.1.52)$$

Beide Lösungen sind reell, wenn

$$a_1 > 2\sqrt{a_0} , \quad (8.1.53)$$

andernfalls sind sie konjugiert komplex (reelle Doppelwurzel für $a_1 = 2\sqrt{a_0}$). Die Stabilitätsbedingung nach Routh-Hurwitz (s. o.) lautet

$$a_1 = \frac{r}{m} > 0 \quad (8.1.54)$$

$$a_0 = \frac{c}{m} > 0 . \quad (8.1.55)$$

Auch der Dämpfungsgrad D und der Dämpfungswinkel ε_D sind bei einem stabilen System positiv, vgl. Bild 8.7a. Für sie gilt:

$$D = \sin \varepsilon_D = -\frac{\sigma}{\omega_0} = \frac{a_1}{2\sqrt{a_0}} > 0 . \quad (8.1.56)$$

Ist die Federkonstante c gleich null, so lautet mit $a_0 = 0$ die Lösung

$$s_{1,2} = -\frac{a_1}{2} \pm \frac{a_1}{2} = (0, -a_1) . \quad (8.1.57a)$$

In Bild 8.7b ist der geometrische Ort aller Lösungen in Abhängigkeit von a_0 mit $a_1 = \text{const.}$ dargestellt. Dieses Diagramm wird als „Wurzelortskurve“ bezeichnet. Es ergibt sich bei $a_0 = 0$ ein integrierendes Verhalten mit Verzögerung erster Ordnung (I - T_1 -Verhalten). Bei verschwindender Dämpfung ($a_1 = 0$) lautet die Lösung

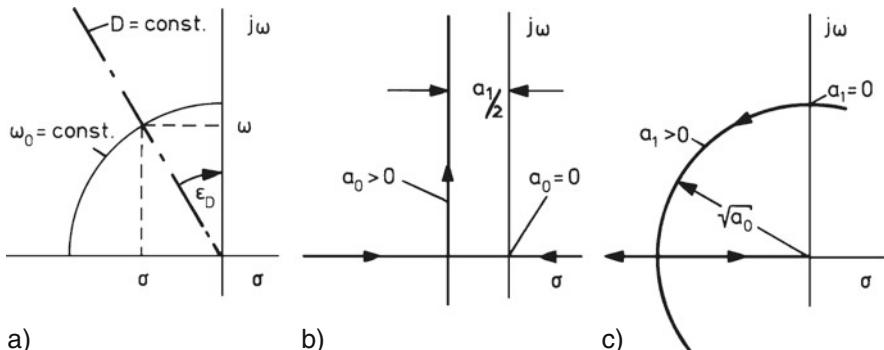


Bild 8.7 Pole eines Systems 2. Ordnung a) Größendefinitionen, b) Wurzelort für wachsendes a_0 bei $a_1 = \text{const.} > 0$, c) Wurzelort für wachsendes a_1 bei $a_0 = \text{const.} > 0$

$$s_{1,2} = \pm j\sqrt{a_0} = \pm j\sqrt{\frac{c}{m}} = \pm j\omega_0 . \quad (8.1.57b)$$

Der Eigenwert liegt auf der imaginären Achse, vgl. Bild 8.7c, und das System schwingt stationär mit seiner Eigenkreisfrequenz ω_0 .

Die doppelte Stabilitätsbedingung nach Gl.8.1.54 und 8.1.55 wird häufig fälschlicherweise auf einen ihrer Anteile verkürzt. Bei „dynamischer“ Betrachtung wird vielfach nur die Dämpfung gesehen und der (seltene) Fall negativer Federkonstante beiseite gelassen. Umgekehrt wird bei „statischer“ Betrachtung die Notwendigkeit positiver Dämpfung vernachlässigt. Letzteres ist bei dem Begriff der „statischen Stabilität“ der Fall, der in Kap.3.2.1 diskutiert wurde, ebenso bei der üblichen Diskussion zur „Fahrtstabilität“ (vgl. Kap.6.3.1). Allen solchen Stabilitätsanalysen, die sich allein auf den Verlauf statischer Kennlinien stützen, ist gemeinsam, daß dabei ausschließlich die Federkonstante entsprechend Gl.8.1.55 auf ihr Vorzeichen hin untersucht wird.

8.1.5 Lösung linearer Gleichungssysteme

Ein inhomogenes lineares Gleichungssystem sei gegeben durch

$$\underline{A} \underline{x} = \underline{y} . \quad (8.1.58)$$

Die $n \times n$ -Matrix \underline{A} und der Vektor \underline{y} mit n Komponenten sind bekannt und gesucht ist der Vektor \underline{x} , der das Gleichungssystem löst.

Die Existenz und Eindeutigkeit der Lösung ist von der Matrix \underline{A} abhängig. Ist \underline{A} regulär, d. h. ihre Inverse \underline{A}^{-1} existiert, so existiert die eindeutige Lösung

$$\underline{x} = \underline{A}^{-1} \underline{y} . \quad (8.1.59)$$

Der Fall einer quadratischen, aber singulären \underline{A} -Matrix (d. h. die Determinante von \underline{A} ist Null und die Inverse von \underline{A} existiert deshalb nicht) lässt sich auf einen der beiden nachfolgend behandelten Fälle zurückführen und wird deshalb hier nicht gesondert betrachtet.

Ist \underline{A} eine stehende $m \times n$ -Matrix (d. h. $m > n$), existieren also mehr Gleichungen als Unbekannte, wie es z. B. bei der Auswertung vieler Meßgleichungen der Fall ist, so ist das Gleichungssystem überbestimmt. In diesem Fall kann man die im Sinne des kleinsten quadratischen Fehlers

$$\delta^2 = (\underline{A} \underline{x} - \underline{y})^T (\underline{A} \underline{x} - \underline{y}) \quad \rightarrow \quad \min \quad (8.1.60)$$

beste (Näherungs-)Lösung bestimmen.

Ist \underline{A} hingegen eine liegende $m \times n$ -Matrix (d. h. $m < n$), gibt es also weniger Gleichungen als Unbekannte, so ist das Gleichungssystem unterbestimmt und es gibt keine eindeutige Lösung, sondern eine unendliche Zahl von Lösungen. In der Regel ist aus dieser unendlichen Zahl von Lösungsvektoren der kürzeste Vektor die gewünschte Lösung

$$\delta^2 = \underline{x}^T \underline{x} \quad \rightarrow \quad \min . \quad (8.1.61)$$

Pseudoinverse

In beiden Fällen einer nicht quadratischen \underline{A} -Matrix liefert die sogenannte Pseudoinverse \underline{A}^+ die Lösung des entsprechenden Optimierungsproblems (Gl.8.1.60 bzw. Gl.8.1.61).

$$\underline{x} = \underline{A}^+ \underline{y} . \quad (8.1.62)$$

Trotz gleicher Bezeichnung ist die Pseudoinverse aber für die beiden Fälle unterschiedlich definiert, so daß die Fälle im folgenden getrennt behandelt werden.

Überbestimmtes Gleichungssystem

Für ein überbestimmtes Gleichungssystem (stehende \underline{A} -Matrix, $m > n$) ergibt sich die Pseudoinverse aus der Lösung von Gl.8.1.60.

$$\underline{A}^+ = (\underline{A}^T \underline{A})^{-1} \underline{A}^T . \quad (8.1.63)$$

Diese existiert, sofern \underline{A} vollen Spaltenrang hat, d. h. sämtliche Spalten sind linear unabhängig. Es gilt

$$\underline{A}^+ \underline{A} = \underline{I} \quad \neq \quad \underline{A} \underline{A}^+ . \quad (8.1.64)$$

Setzt man die Pseudoinverse nach Gl.8.1.62 in Gl.8.1.58 ein, erhält man

$$\underline{A} \underline{A}^+ \underline{y} = \underline{y}. \quad (8.1.65)$$

Da nach Gl.8.1.64 $\underline{A} \underline{A}^+$ keine Einheitsmatrix ist, so wird noch einmal deutlich, daß in der Regel keine exakte Lösung existiert.

Unterbestimmtes Gleichungssystem

Für ein unterbestimmtes Gleichungssystem (liegende \underline{A} -Matrix, $m < n$) ergibt sich die Pseudoinverse aus

$$\underline{A}^+ = \underline{A}^T (\underline{A} \underline{A}^T)^{-1}. \quad (8.1.66)$$

Diese existiert, sofern \underline{A} vollen Zeilenrang hat (sämtliche Zeilen sind linear unabhängig). Es gilt

$$\underline{A} \underline{A}^+ = \underline{I} \neq \underline{A}^+ \underline{A}. \quad (8.1.67)$$

Da aber $\underline{A} \underline{A}^+$ nach Gl.8.1.67 in diesem Fall eine Einheitsmatrix ist, wird aus Gl.8.1.65 deutlich, daß die Lösung \underline{x} des Gleichungssystems tatsächlich existiert.

Verallgemeinerte Pseudoinverse

Häufig kommt es vor, daß man in den Optimierungsaufgaben nach Gl.8.1.60 und Gl.8.1.61 nicht alle Lösungsvektorelemente bzw. Gleichungsfehler gleich wichtigen will. In diesen Fällen kann man die Optimierungsaufgabe durch Einführen einer quadratischen, positiv semi-definiten Wichtungsmatrix \underline{Q} modifizieren:

$$\delta^2 = (\underline{A} \underline{x} - \underline{y})^T \underline{Q} (\underline{A} \underline{x} - \underline{y}) \rightarrow \min \quad (8.1.68)$$

bzw.

$$\delta^2 = \underline{x}^T \underline{Q} \underline{x} \rightarrow \min. \quad (8.1.69)$$

Die zugehörigen verallgemeinerten Pseudoinversen lauten dann für ein überbestimmtes Gleichungssystem

$$\underline{A}^+ = (\underline{A}^T \underline{Q} \underline{A})^{-1} \underline{A}^T \underline{Q} \quad (8.1.70)$$

bzw. für ein unterbestimmtes Gleichungssystem

$$\underline{A}^+ = \underline{Q}^{-1} \underline{A}^T (\underline{A} \underline{Q}^{-1} \underline{A}^T)^{-1}. \quad (8.1.71)$$

Die Gleichungen 8.1.64 bzw. 8.1.67 behalten ihre Gültigkeit.

Berechnung der Pseudoinversen mittels Singulärwertzerlegung

Die numerische Berechnung einer Pseudoinversen erfolgt normalerweise nicht nach Gl.8.1.70 bzw. Gl.8.1.71, sondern aus Gründen des Rechenaufwandes und der Rechengenauigkeit mit Hilfe der Singulärwertzerlegung (*singular value decomposition*, SVD). Diese liefert sowohl bei unterbestimmten als auch bei überbestimmten Gleichungssystemen eine schnelle und numerisch robuste Lösung für Gl.8.1.58. Die Grundlagen dieses Verfahrens sind in [/Skogestad Po 05/](#) nachzulesen, vgl. dazu auch [/Press Fl 86/](#) und [/Müller 91/](#).

8.2 Das Eigenverhalten des Flugzeugs

Wie in Kap.8.1 gezeigt, ist die freie Bewegung eines dynamischen Systems einerseits gekennzeichnet durch die Eigenwerte der Zustandsmatrix \underline{A} , bzw. die Wurzeln ihrer charakteristischen Gleichung, und andererseits durch die Amplituden- und Phasenverhältnisse der Teillösungen für die verschiedenen Zustandsgrößen, die sich aus den Eigenvektoren der Dynamikmatrix \underline{A} und den Anfangsbedingungen errechnen lassen. Die freie Bewegung soll im folgenden an Hand von Wurzelverteilung und Zeitanwort näher untersucht werden. Zur Veranschaulichung werden Sprungantworten eines typischen Beispiels herangezogen, da diese sowohl das Eigen- als auch das später diskutierte Übertragungsverhalten charakterisieren.

8.2.1 Typische Verteilung der Wurzeln der charakteristischen Gleichung

Die Wurzelverteilung ist bei allen Starrflügelflugzeugen recht charakteristisch. Die Längsbewegung ist bestimmt durch zwei konjugiert komplexe Wurzelpaare, die je eine periodische Eigenbewegung kennzeichnen, vgl. Bild 8.8a:

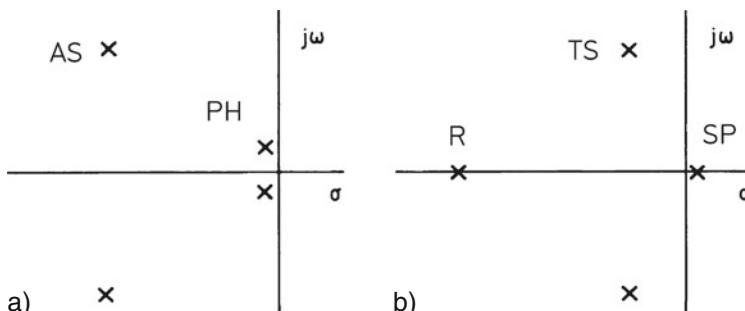


Bild 8.8 Typische Wurzelverteilung der charakteristischen Gleichung. a) Längsbewegung, b) Seitenbewegung

- die Phygoide (*phugoid*) (PH), eine langsame Flugbahnschwingung, die meist schwach gedämpft ist,
- die Anstellwinkelschwingung (*short period mode*) (AS), eine relativ schnelle, gut gedämpfte Drehschwingung um die y -Achse.

In der Seitenbewegung gibt es eine charakteristische periodische Eigenbewegung und zwei reelle Pole, die aperiodischen Eigenbewegungen zugeordnet sind, vgl. Bild 8.8b:

- die Taumelschwingung (*Dutch roll*) (TS), eine relativ schwach gedämpfte, schnelle Schwingung, in der Rollen und Gieren verkoppelt sind,
- die Rollbewegung (*roll mode*) (R), eine schnelle, aperiodische Bewegung um die x -Achse,
- die Spiralbewegung (*spiral mode*) (SP), eine sehr langsame, häufig schwach instabile aperiodische Bahnbewegung.

8.2.2 Sprungantworten von Längs- und Seitenbewegung

Die Bilder 8.9 bis 8.12 auf den folgenden Seiten zeigen die Sprungantworten eines Überschall-Verkehrsflugzeugs für Anregungen der Stellgrößen Schub, Höhenruder, Quer- und Seitenruder. Es handelt sich um Ergebnisse einer nichtlinearen Simulation in sechs Freiheitsgraden nach dem in [Anhang A.1.2](#) angegebenen Gleichungssystem. Hieran lassen sich die Aussagen über das Eigenverhalten nachvollziehen, wobei auch die unterschiedliche Wichtigkeit der Bewegungsanteile in den einzelnen Übertragungswegen erkennbar wird.

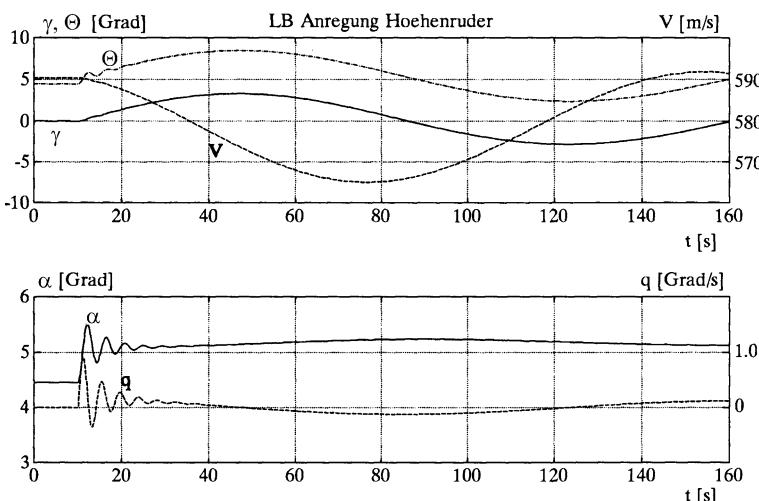


Bild 8.9 Sprungantworten der Längsbewegung auf einen Höhenrudersprung

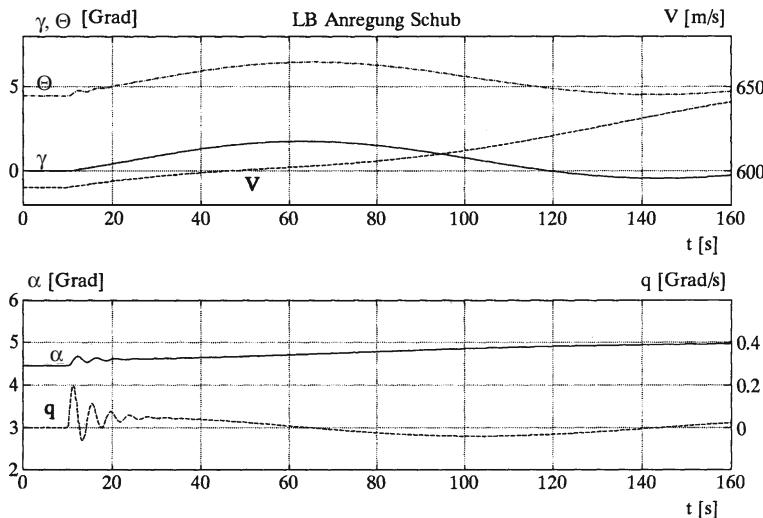


Bild 8.10 Sprungantworten der Längsbewegung auf einen Schubsprung

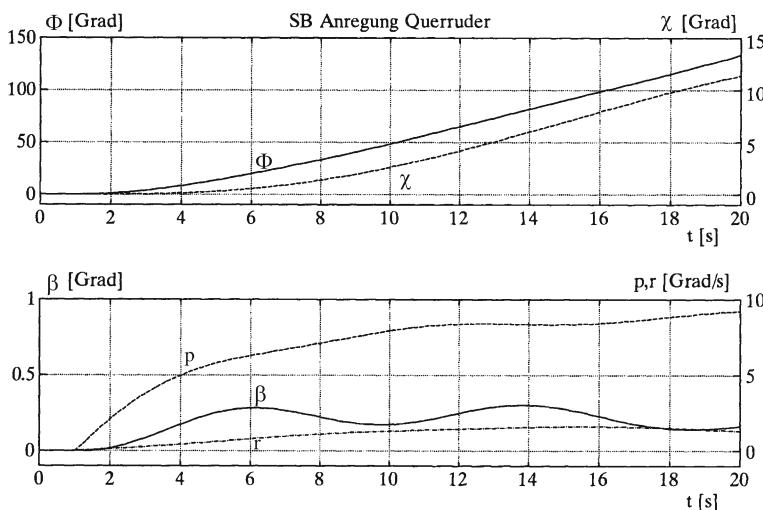


Bild 8.11 Sprungantworten der Seitenbewegung auf Querrudersprung

8.2.3 Typische Bewegungsformen von Längs- und Seitenbewegung

Die Polverteilung beschreibt die Eigenbewegung nur teilweise, es ist zusätzlich die Kenntnis darüber notwendig, wie die verschiedenen Freiheitsgrade und Zustandsgrößen an den einzelnen Bewegungsformen (Eigenformen) beteiligt sind und welche flugmechanischen Parameter diese Bewegungsformen bestimmen.

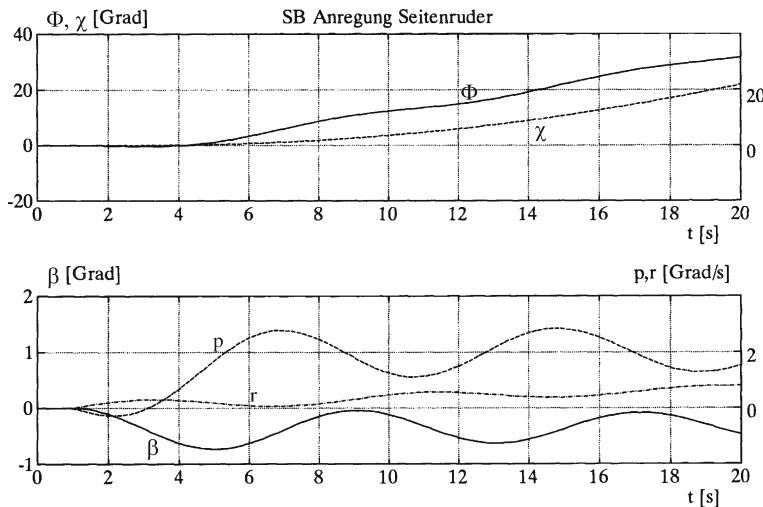


Bild 8.12 Sprungantworten der Seitenbewegung auf Seitenrudersprung

Die Anteile der Zustandsgrößen an den Eigenformen und ihre relativen Phasenlagen können mit den Eigenvektoren untersucht werden, indem sie grafisch in der komplexen Zahlenebene dargestellt werden. Weitergehend ist die Zeitvektormethode nach Doetsch /[Doetsch 53](#)/. Sie ist eine sehr anschauliche Methode zur Analyse der Bewegungsformen, ihrer Ursachen und der gegenseitigen Abhängigkeiten der Zustandsgrößen nach Amplitude und Phasenlage und besteht aus der grafischen Darstellung der Lösung des Differentialgleichungssystems (der Kräfte- und Momentengleichungen) in der komplexen Zahlenebene mit Hilfe umlaufender Vektoren (Zeitzeiger). Im Unterschied zur Darstellung elektrischer Wechselströme und -spannungen, wo der eingeschwungene Zustand durch Zeigerdiagramme dargestellt wird, handelt es sich hierbei um die Darstellung von Einschwingvorgängen. Es werden sowohl die Zustandsgrößen selbst in ihrer amplituden- und phasenmäßigen Relation dargestellt, als auch die einzelnen Gleichungsterme (Kräfte und Momente), letztere bilden je Differentialgleichung ein geschlossenes Vektorpolygon.

Die nachfolgenden Beschreibungen der Eigenformen beruhen auf diesen Methoden, haben aber aus Platzgründen nur einen qualitativen Charakter. Eine Diskussion mit Näherungsansätzen steht in Kap 8.4. Weitere Einzelheiten zu den Eigenformen der Flugzeugbewegung sind z. B. in /[McRuer As 73](#)/ oder /[Etkin 72](#)/ zu finden.

Die Anstellwinkelschwingung

Die Anstellwinkelschwingung (AS) ist eine schnelle Hub-Nick-Schwingung des Flugzeugs, an der hauptsächlich der Anstellwinkel α , der Längsneigungswinkel Θ und die vertikale Beschleunigung b_z beteiligt sind. Besonders ausgeprägt ist sie in $q = \dot{\Theta}$ zu erkennen, vgl. Bild 8.9. Ihre Schwingungsdauer liegt in der Größenordnung 2 bis 5 s. Die Vertikalbeschleunigung b_z entsteht aus Auftriebsänderungen, die durch die α -Änderungen generiert werden, b_z wird zu Bahnänderungen

aufintegriert, wobei die Gleichung $\Theta = \alpha + \gamma$ stets erfüllt ist. Dieses führt dazu, daß der virtuelle Drehpunkt der AS außerhalb des Schwerpunkts, meist vor dem Flugzeug liegt, wie in Bild 8.13 angedeutet. Wegen der hohen Frequenz der AS sind die resultierenden Bahnänderungen (γ und H) klein. Auch die Amplitude der Fahrtänderung ist vernachlässigbar, so daß die AS für die Flugbahn kaum eine Rolle spielt (vgl. hierzu auch das SFD von Bild 7.5).

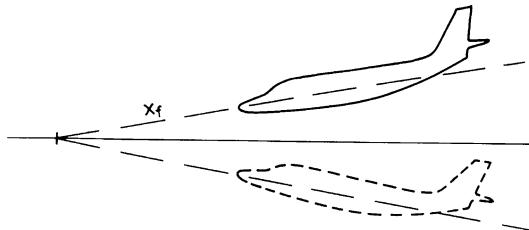


Bild 8.13 Zum Bewegungsablauf der Anstellwinkelschwingung

Die Phygoidschwingung

Die Phygoide (PH) ist eine Bahnschwingung, die durch den Austausch von potentieller und kinetischer Energie charakterisiert ist. In der Hauptsache sind die Bahn geschwindigkeit V_K und der Bahnwinkel γ an ihr beteiligt. Der Bahnwinkel γ hat etwa 90° Phasenverzögerung gegenüber V_K , das röhrt aus dem ständigen Austausch zwischen potentieller (γ) und kinetischer Energie (V_K) her. Die Phygoibewegung hat von einem mit gleicher stationärer Geschwindigkeit parallel fliegenden Flugzeug aus gesehen den Verlauf einer elliptischen Spirale (vgl. Bild 8.14). Der Drehsinn

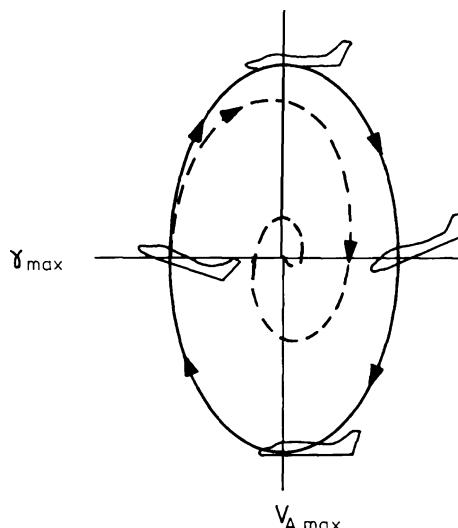


Bild 8.14 Zum Bewegungsablauf der Phygoide

ergibt sich dadurch, daß beim Durchsteigen der Referenzhöhe das Flugzeug gegenüber dem Beobachter verzögert, weil es die überschüssige kinetische Energie in potentielle Energie umsetzt.

Die Anstellwinkeländerungen sind klein und der Nickwinkel Θ ändert sich mit γ (wegen $\Theta = \alpha + \gamma$). In erster Näherung kann α vernachlässigt werden. Allerdings wirken sich auch die kleinen Änderungen des Anstellwinkels neben den Geschwindigkeitsänderungen auf den Auftrieb aus und tragen so zur Bewegungsform mit bei (Hubbewegung). Eine Berücksichtigung von α kann deshalb die Näherung deutlich verbessern (vgl. auch die Näherung in Kap.8.4.2).

Die Taumelschwingung

Die Taumelschwingung ist eine Drehschwingung innerhalb der Seitenbewegung mit ständigem Austausch zwischen Schiebewinkel β und Gierwinkel Ψ einerseits (Gierbewegung) und Hängewinkel Φ andererseits (Rollbewegung). Der Hängewinkel hat dabei eine Phasennacheilung zwischen 90 und 180° zum Gierwinkel, was zu der charakteristischen Taumelbewegung führt, wie in Bild 8.15 gezeigt. Wegen ihrer Ähnlichkeit mit der Bewegung eines Eisschnellläufers und weil diese Sportart in Holland sehr beliebt ist, wird sie in der englischsprachigen Literatur als *Dutch Roll* bezeichnet. Der Charakter der Taumelschwingung ist stark von der jeweiligen Flugzeugkonfiguration (aerodynamische Derivative, Trägheitsmomentenverteilung) abhängig und kann daher nicht so allgemein typisiert werden, wie die bisher besprochenen Bewegungsformen. Bei Flugzeugen mit Flügeln ohne Pfeilung, ohne V-Form und mit hoher Flügelstreckung Λ kann sie zu einer fast reinen Schiebe-Gierschwingung entarten.

Roll- und Spiralbewegung

Die Rollbewegung ist eine aperiodische Drehbewegung um die Rollachse, an der fast ausschließlich der Hängewinkel Φ beteiligt ist, β und r_K sind in erster Näherung vernachlässigbar. Die Spiralbewegung ist ein weiterer aperiodischer Vorgang, an dem Gier- und Hängewinkel etwa gleichmäßig beteiligt sind, der Schiebewinkel spielt eine wesentliche Rolle. Ist die Spiralbewegung instabil (Spiralsturz) so laufen alle Größen der Seitenbewegung vom Arbeitspunkt weg, das Flugzeug bewegt sich auf einer Spirale und verliert an Höhe. Diese Bewegung ist mit linearisierten Gleichungen nur in ihrem Anfangsverhalten darstellbar. Die beiden reellen Wurzeln von Roll- und Spiralbewegung können bei manchen Flugzeugkonfigurationen sich zu einem konjugiert komplexen Wurzelpaar vereinigen, es entsteht dann eine langsame Flugbahnschwingung, die sogenannte „Phygoide der Seitenbewegung“.

Die Signalflußdiagramme von Längs- und Seitenbewegung in Kap.7.4 sind so aufgebaut, daß die besprochenen Bewegungsanteile und ihre gegenseitigen Kopplungen sichtbar werden, so wie auch die physikalischen Einflüsse, denen sie unterliegen. Bei der weiteren Aufspaltung der Gleichungen und der Diskussion von Näherungslösungen im folgenden Abschnitt wird das noch deutlicher werden.

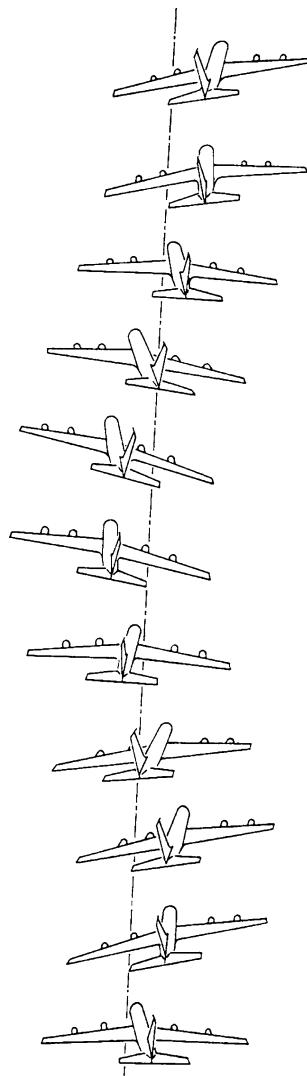


Bild 8.15 Zum Bewegungsablauf der Taumelschwingung

8.3 Das Übertragungsverhalten des Flugzeugs

8.3.1 Berechnung von Übertragungsfunktionen

Für die numerische Berechnung der einzelnen Übertragungsfunktionen nach Gl.8.1.40 aus den Zustandsgleichungen 8.1.1 und 8.1.2 gibt es verschiedene Verfahren. Hierfür stehen numerisch hochwertige Standard-Rechenprogramme zur Verfügung, die sich auch für Systeme hoher Ordnung eignen, s. Einleitung zu Kap.7.

Um den Einfluß einzelner Gleichungsparameter auf das Übertragungsverhalten abzuschätzen, wie es in den folgenden Abschnitten geschieht, ist aber eine analytische Berechnung der ÜF'en erforderlich und für Gleichungen bis zur vierten Ordnung auch möglich. Die verwendeten Bezeichnungen lehnen sich an [/DIN 19226, Teil 2/](#) an.

Da es sich bei den Laplace-transformierten Gleichungen um ein algebraisches Gleichungssystem handelt, läßt sich darauf die Cramersche Regel anwenden. Diese ist für analytische Rechnungen einfacher und überschaubarer als die Berechnung der Gl.8.1.40, da die Matrizeninversion auf eine Determinantenrechnung zurückgeführt wird. Das soll an zwei Beispielen gezeigt werden.

Ausgehend von den linearen Zustandsgleichungen vierter Ordnung für Längs- oder Seitenbewegung wird die Cramersche Regel wie folgt angewandt. Gl.8.1.36 lautet bei verschwindender Anfangsbedingung

$$(\underline{I}s - \underline{A}) \underline{x}(s) = \underline{N}(s) \underline{x}(s) = \underline{B} \underline{u}(s) . \quad (8.3.1)$$

Die einzige von s abhängige Matrix hierin ist die charakteristische Matrix $(\underline{I}s - \underline{A})$, sie ist eine Polynommatrix und wird mit $\underline{N}(s)$ abgekürzt. Für $x(s)$ gilt also

$$\underline{x}(s) = \frac{1}{|\underline{N}(s)|} \underline{N}_{\text{adj}}(s) \underline{B} \underline{u}(s) . \quad (8.3.2)$$

Der gemeinsame Nenner aller ÜF'en folgt aus der Determinante der vier Spaltenvektoren der charakteristischen Matrix und ist ein Polynom vierten Grades

$$|\underline{N}(s)| = |\underline{n}_1 \ \underline{n}_2 \ \underline{n}_3 \ \underline{n}_4| = n_G(s) . \quad (8.3.3)$$

Die Zählermatrix $\underline{N}_{\text{adj}}(s) \underline{B}$ hat die Elemente

$$g_{ij}(s) = \left| \cdots \underline{n}_{i-1} \ \underline{b}_j \ \underline{n}_{i+1} \cdots \right| , \quad (8.3.4)$$

in Worten:

Die Zählerfunktion g_{ij} ist gleich der Determinante, die entsteht, wenn die i -te Spalte der charakteristischen Matrix $\underline{N}(s)$ durch die j -te Spalte der Eingangsmatrix \underline{B} ersetzt wird.

Also zum Beispiel:

$$g_{32} = |\underline{n}_1(s) \ \underline{n}_2(s) \ \underline{b}_2 \ \underline{n}_4(s)| . \quad (8.3.5)$$

Die Matrix \underline{B} ist nicht von s abhängig. Die Zählerpolynome sind daher höchstens dritten Grades. Da der Nenner vierten Grades ist, existiert in allen ÜF'en ein Polüberschuß (Differenz der Anzahl der Pole im Nenner und der Anzahl der Nullstellen im Zähler) von mindestens eins. Werden Ausgangsgrößen betrachtet, die von \underline{x}

verschieden sind, so ist die entsprechende Übertragungsfunktion mit Gl.8.1.35 (bzw. Gl.7.3.38 oder 7.3.46) aus den Übertragungsfunktionen für die Zustandsgrößen zu überlagern, z. B.

$$\Theta(s) = \alpha_K(s) + \gamma(s) = \hat{g}_{\alpha_K \eta} \eta(s) + \hat{g}_{\gamma \eta} \eta(s) = \hat{g}_{\Theta \eta} \eta(s), \quad (8.3.6)$$

$$b_y(s) = Y'_\beta \beta(s) + Y'_\zeta \zeta(s) = \left[Y'_\beta \hat{g}_{\beta \zeta}(s) + Y'_\zeta \right] \zeta(s). \quad (8.3.7)$$

Die ÜF $\hat{g}_{\Theta \eta}$ lässt sich einfacher aus der Tatsache bestimmen, daß Θ gleich dem Integral von q_K ist. Es gilt:

$$\Theta(s) = \frac{1}{s} q_K(s) = \frac{1}{s} \hat{g}_{q \eta} \eta(s). \quad (8.3.8)$$

Erstes Beispiel

Nach der Cramer-Regel gilt für $\hat{g}_{q \eta}$ mit $X_\Theta = -g$, $Z_\Theta = 0$ und $X_\eta, Z_\eta = 0$ nach Gl.7.3.37 für die Zustandsgrößen $q_K, \alpha_K, V_K, \gamma$

$$\hat{g}_{q \eta} = \begin{vmatrix} M_\eta & -M_\alpha & -M_u & 0 \\ 0 & s - Z_\alpha & -Z_u & 0 \\ 0 & g - X_\alpha & s - X_u & g \\ 0 & Z_\alpha & Z_u & s \end{vmatrix} \begin{pmatrix} s - M_q & -M_\alpha & -M_u & 0 \\ -1 & s - Z_\alpha & -Z_u & 0 \\ 0 & g - X_\alpha & s - X_u & g \\ 0 & Z_\alpha & Z_u & s \end{pmatrix}^{-1}. \quad (8.3.9)$$

Hieraus lässt sich der Nenner entwickeln zu

$$n_G(s) = (s - M_q) \begin{vmatrix} s - Z_\alpha & -Z_u & 0 \\ g - X_\alpha & s - X_u & g \\ Z_\alpha & Z_u & s \end{vmatrix} + \begin{vmatrix} -M_\alpha & -M_u & 0 \\ g - X_\alpha & s - X_u & g \\ Z_\alpha & Z_u & s \end{vmatrix} = s^4 + a_3 s^3 + a_2 s^2 + a_1 s + g(M_\alpha Z_u - M_u Z_\alpha). \quad (8.3.10)$$

Dieser ist allen ÜF' en der Längsbewegung gemeinsam. Der Zähler lautet

$$\begin{aligned} g_{q \eta} &= M_\eta \left[s \begin{vmatrix} s - Z_\alpha & -Z_u \\ g - X_\alpha & s - X_u \end{vmatrix} - g \begin{vmatrix} s - Z_\alpha & -Z_u \\ Z_\alpha & Z_u \end{vmatrix} \right] \\ &= M_\eta \left[s^3 - s^2 (X_u + Z_\alpha) + s (Z_\alpha X_u - Z_u X_\alpha) \right]. \end{aligned} \quad (8.3.11)$$

Daraus folgt beispielsweise die ÜF für den Lagewinkel mit $\Theta(s) = q_K(s) 1/s$

$$\hat{g}_{\Theta \eta}(s) = \frac{M_\eta [s^2 - s (X_u + Z_\alpha) + (Z_\alpha X_u - Z_u X_\alpha)]}{s^4 + a_3 s^3 + a_2 s^2 + a_1 s + g(M_\alpha Z_u - M_u Z_\alpha)}. \quad (8.3.12)$$

Werden in dieser ÜF die Größen X_u , Z_u und M_u null gesetzt, so ergibt sich die Näherung von Gl.1.3.24, die unter Voraussetzung konstanter Fahrt berechnet wurde.

In obige ÜF'en können die Kenndaten (Derivative) des Flugzeugs eingesetzt und deren Wirkung allgemein diskutiert werden. Die ÜF-Koeffizienten bestehen z. T. aus sehr viel Einzeltermen. Da es aufwendig und schwierig ist, aus einer analytischen Darstellung allgemein gültige Aussagen abzuleiten, werden sie hier auch nicht weiter berechnet. Nur die Koeffizienten höchster und niedrigster Ordnung sind recht einfache Ausdrücke. Sie lassen sich gut für Grenzwertbetrachtungen verwenden, aus denen die stationäre Verstärkung des Übertragungsweges (gleich dem Endwert der Sprungantwort) und das Anfangsverhalten der Sprungantwort berechnet werden kann.

Zweites Beispiel

Der Nenner der ÜF \hat{g}_{uf} ist identisch mit dem des ersten Beispiels. Die Cramersche Regel liefert für den Zähler von \hat{g}_{uf}

$$\hat{g}_{uf}(s) = \begin{vmatrix} s - M_q & -M_\alpha & M_f & 0 \\ -1 & s - Z_\alpha & Z_f & 0 \\ 0 & g - X_\alpha & X_f & g \\ 0 & Z_\alpha & -Z_f & s \end{vmatrix} = X_f s^3 + b_2 s^2 + b_1 s - g(M_\alpha Z_f - M_f Z_\alpha). \quad (8.3.13)$$

Mit Gl.8.3.10 erhält man die Grenzwerte für den Stationärwert der Sprungantwort, d. h. für den Endwert der Fahrt V_∞ , der sich nach einem Schubsprung $f = f_\infty/s$ einstellt

$$V_\infty = \lim_{s \rightarrow 0} \hat{g}_{uf} f_\infty = \frac{b_0}{a_0} f_\infty = -\frac{M_\alpha Z_f - M_f Z_\alpha}{M_\alpha Z_u - M_u Z_\alpha} f_\infty \quad (8.3.14)$$

und für die Anfangssteigung der Sprungantwort (Anfangsbeschleunigung \dot{V}_0)

$$\dot{V}_0 = \lim_{s \rightarrow \infty} s \hat{g}_{uf} f_\infty = X_f f_\infty = \frac{F_{\max}}{m} f_\infty. \quad (8.3.15)$$

Die stationäre Fahrreaktion eines Flugzeugs ist also nicht von X_f abhängig, sondern nur davon, ob eine z -Komponente der Schubkraft (Z_f) vorhanden ist oder ob der Schub ein Nickmoment erzeugt (M_f), wie schon in Kap.6.3.2 festgestellt wurde.

8.3.2 Grenzwertbetrachtungen

Die Grenzwerte des Übertragungsverhaltens für hohe und niedrige Frequenz lassen sich relativ einfach aus den ÜF'en ermitteln. Im Zeitbereich entsprechen sie bekanntlich dem Anfangswert ($s \rightarrow \infty$ entspricht $t \rightarrow 0$; Index 0, wobei sich aus

dem Kontext ergibt, daß er keinen Referenzwert kennzeichnet) und dem stationären Endwert (kurz Stationärwert, $s \rightarrow 0$ entspricht $t \rightarrow \infty$; Index ∞). Die Grenzwerte geben wichtige Hinweise für das Übertragungsverhalten wie für die Regelbarkeit der einzelnen Übertragungswege. Das soll zunächst an einem einfachen Beispiel erläutert werden. Bild 8.16a stellt das SFD dar für die Zustandsgleichung

$$\begin{bmatrix} \dot{y} \\ \dot{v} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -a_0 & -a_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y \\ v \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ b_0 \end{bmatrix} u \quad (8.3.16)$$

mit den Übertragungsfunktionen

$$y(s) = \frac{b_0}{a_0 + a_1 s + s^2} u(s) \quad (8.3.17)$$

und

$$v(s) = \frac{b_0 s}{a_0 + a_1 s + s^2} u(s) . \quad (8.3.18)$$

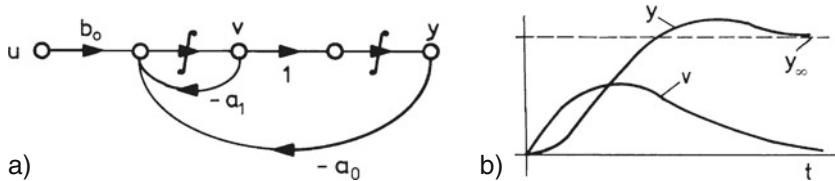


Bild 8.16 System 2. Ordnung a) Signalflußdiagramm, b) Sprungantworten

Die Grenzwerte dieser Ausdrücke mit $u(s) = 1/s$ liefern das Anfangs- und Endverhalten der Sprungantworten von Bild 8.16b. Der Endwert für die Ausgangsgröße y ist gleich

$$y_\infty = \lim_{t \rightarrow \infty} y(t) = \lim_{s \rightarrow 0} s y(s) = \lim_{s \rightarrow 0} \frac{b_0}{a_0 + a_1 s + s^2} = \frac{b_0}{a_0} . \quad (8.3.19)$$

Ist $a_0 = 0$, (das gilt näherungsweise für die ÜF'en in der Seitenbewegung), so wird dieser Grenzwert unendlich und die Änderungsgeschwindigkeit $v(t)$ erreicht den Grenzwert

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \dot{y}(t) = \lim_{t \rightarrow \infty} v(t) = \lim_{s \rightarrow 0} s(s y(s)) = \frac{b_0}{a_1} . \quad (8.3.20)$$

Die erste Reaktion auf einen Sprung $u(s) = 1/s$ ist eine Beschleunigung

$$\ddot{y}_0 = \lim_{t \rightarrow 0} \ddot{y}(t) = \lim_{s \rightarrow \infty} s(s^2 y(s)) = b_0 . \quad (8.3.21)$$

Sie ist unabhängig von den „inneren Rückführungen“ a_0 und a_1 . Für $v(t)$ gilt

$$\lim_{t \rightarrow 0} \dot{v}(t) = \lim_{s \rightarrow \infty} s(sv(s)) = b_0. \quad (8.3.22)$$

Diese Zusammenhänge sind unmittelbar aus dem SFD von Bild 8.16a abzulesen. Wird das ruhende System bei $t = 0$ mit einem Eingangssprung $u(t) = \sigma(t)$ angeregt, so können die Integratorausgänge sich nicht sprungförmig ändern, es gilt für $t = 0$

$$v = y = 0, \quad (8.3.23)$$

woraus mit $u = 1$ (Einheitssprung) auch aus dem SFD folgt

$$\lim_{t \rightarrow 0} \dot{v}(t) = \lim_{t \rightarrow 0} \ddot{y}(t) = b_0. \quad (8.3.24)$$

Das Anfangsverhalten ist durch die direkte Verbindung zwischen den jeweiligen Punkten (Ein- und Ausgangsvariable) im SFD gegeben. Zwischen u und v befindet sich ein Integrator, hieraus resultiert eine endliche Anfangssteigung. Zwischen u und y liegen dagegen zwei Integratoren, die Anfangsreaktion ist also eine Beschleunigung.

Das Anfangsverhalten steht gleichzeitig in direktem Zusammenhang mit dem Polüberschuß d der jeweiligen ÜF. Die ÜF zwischen u und y in Gl.8.3.17 hat einen Polüberschuß von $d = n - m = 2$. Für die ÜF zwischen u und v in Gl.8.3.18 gilt $d = 1$. Offenbar ist der Polüberschuß der ÜF ein eindeutiges Maß für die Anfangsreaktion eines Systems. Es gilt allgemein (wie in Kap.12.1.2 näher ausgeführt wird):

Ist $d = n - m$ der Polüberschuß einer ÜF, so ist im Anfangsverhalten der zugehörigen Sprungantwort die d -te Ableitung ungleich null.

Zur Feststellung des Polüberschusses lässt sich für beliebig verkoppelte Systeme verallgemeinern:

Der Polüberschuß $d = n - m$ einer Übertragungsfunktion ist gleich der minimalen Anzahl von Integrationen, die im SFD auf einem beliebigen Verbindungsweg zwischen Eingang und Ausgang durchlaufen werden. Die Gesamtverstärkung auf diesem Verbindungsweg ist gleich der Stärke der Anfangsreaktion der Systemantwort.

Auch die Endwerte lassen sich ohne Aufstellen der ÜF und Berechnen der Grenzwerte direkt aus dem SFD ablesen. Das Stationärverhalten gibt das für $t \rightarrow \infty$ erzielte neue Gleichgewicht an. Wenn dieses überhaupt erreicht wird (d. h. wenn das System stabil ist), so sind alle Ableitungen der Zustandsgrößen null, d. h. die Summe der an einem Integratoreingang anstehenden Signale muß jeweils null sein. Das Stationärverhalten lässt sich aber noch einfacher direkt aus den Zustandsgleichungen berechnen indem $\dot{x} = 0$ gesetzt wird. Aus Gl.8.3.16 folgt dann z. B. direkt

$$v_\infty = 0 \quad \text{und} \quad -a_0 y_\infty + b_0 u_\infty = 0 \quad \Rightarrow y_\infty = \frac{b_0}{a_0} u_\infty ,$$

was das Ergebnis in Gl.[8.3.19](#) für $u_\infty = 1$ bestätigt.

Ist ein Strecken-Übertragungsweg durch „schnelle“ Anfangsreaktion (kleinen Polüberschuss) und ausreichende stationäre Verstärkung gekennzeichnet, so lässt sich mit einer Rückführung über diesen Streckenabschnitt das Prozeßverhalten besonders wirksam beeinflussen (vgl. nähere Diskussion in [Kap.12.1.2](#)). Als Vorbereitung für die Auswahl günstiger Regelschleifen in [Kap.14.1](#) wird im folgenden die Reaktion der Zustandsgrößen auf Stell- und Störeingänge im eben besprochenen Sinn an Hand von Signalflußdiagrammen diskutiert.

8.4 Näherungsansätze

Trotz vieler einschränkender Annahmen und Linearisierung ist das Gleichungssystem der Flugzeugbewegung noch recht kompliziert. Für den Vorentwurf von Flugreglern, wo es weniger auf genaue Ergebnisse, als auf Abschätzungen zwecks Festlegung der günstigsten Reglerstruktur ankommt, ist es sinnvoll, durch Näherungen das Gleichungssystem und die Übertragungsfunktionen noch weiter zu vereinfachen. Dadurch wird erreicht:

- ein besseres Verständnis der physikalischen Zusammenhänge,
- eine Reduktion der Komplexität des Problems und des Rechenaufwandes,
- eine Abtrennung „lokaler“ Regelungsaufgaben (Einzel-Regelschleifen) und „lokaler“ Gütekriterien,
- die Möglichkeit eines sequentiellen (schleifenweisen) Reglerentwurfs.

Die im folgenden eingeführten Näherungen basieren auf einer Reduktion der Betrachtung auf einen Freiheitsgrad, also einer Aufspaltung zwischen rotatorischen und translatorischen Freiheitsgraden. Dabei ergibt sich zwangsläufig eine Reduktion auf ein Verhalten jeweils zweiten Grades. Da einzelne periodische Bewegungsformen stark ausgeprägt sind, liegt die Modellvorstellung von einzelnen Feder-Masse-Systemen nahe. Es werden daher jeweils diejenigen flugmechanischen Parameter ermittelt, die die Wirkung der Feder und der Dämpfung repräsentieren. Die Näherungen beruhen darüber hinaus auf Abschätzungen sowohl für die Eigenwerte als auch für die Gleichungskoeffizienten und die Amplitudenverhältnisse der Lösungsanteile. Eine Aufspaltung ist unter folgenden Voraussetzungen möglich, vgl. [/Föllinger 82/, /Saksena O'R 84/](#):

- a) Die Wurzeln der charakteristischen Gleichung liegen weit genug auseinander. Das bedeutet gleichzeitig, daß der Energieaustausch zwischen den beteiligten Speichern klein ist.
- b) Die Gleichungskoeffizienten, die die Kopplung zwischen zwei Bewegungsformen bewirken, sind klein. Dadurch ist die Beteiligung der Bewegungsgrößen an einer Bewegungsform unterschiedlich groß, z. B. ist das Verhältnis α/V_A groß für die Anstellwinkelschwingung, aber klein für die Phygoide.

Die Näherungsansätze in den folgenden Abschnitten werden aus den Signalflußdiagrammen für Längs- und Seitenbewegung entwickelt, da die physikalischen Zusammenhänge, insbesondere die aerodynamischen Wirkungen, in den SFD's deutlicher zu erkennen sind als in den formalen Zustandsgleichungen. Diese Ansätze basieren allerdings auf einer Kenntnis der relativen Größenordnung der Gleichungsparameter und einer umfangreichen Analyse der Lösung für eine große Klasse von Flugzeugen, wie sie z. B. in [/McRuer As 73/](#) zu finden ist.

Solche Näherungsansätze sind mit großer Vorsicht zu verwenden. Es ist stets im Auge zu behalten, daß Näherungen nur unter den jeweils gemachten Voraussetzungen gültig sind. Der Gültigkeitsbereich ist deshalb in jedem Einzelfall zu prüfen. Das gilt insbesondere bei der Anwendung auf „unkonventionelle“ Fälle mit evtl. anderer Koeffizienten- oder Wurzelverteilung. Allgemeine Schlußfolgerungen, die auf Näherungen beruhen, sollten stets durch vollständige Simulation und Flugversuch überprüft werden.

Weiterhin gelten Näherungen für das ungeregelte Flugzeug im allgemeinen nicht mehr, wenn starke Rückführverstärkungen eingeführt werden, da die Wurzelverteilung und die Verhältnisse der Bewegungsgrößen untereinander sich unter Umständen drastisch ändern. Näherungen sollten in solchen Fällen nicht verwendet werden, auch weil möglicherweise Instabilitäten verdeckt sein könnten, vgl. [/Neumark 57/](#).

8.4.1 Näherung für die Anstellwinkelschwingung

Da zunächst nur das Eigen- und Stellverhalten diskutiert wird (Störgrößen null), entfallen die Unterschiede zwischen V_K und V_A , α und α_K , q_A und q_K usw., daher wird in diesem Abschnitt vereinfachend V , α und q geschrieben. Auch der Buchstabe δ als Kennzeichnung linearer Abweichungen wird weggelassen (s.o.). Das Zustands-Gleichungssystem der Längsbewegung, reduziert auf das Teilsystem vierter Ordnung ohne Wind, sowie $X_\Theta = -g$, $Z_\Theta = 0$, das für die Dynamik wichtig ist, lautet nach [Gl.7.3.37](#)

$$\begin{bmatrix} \dot{q} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{V} \\ \dot{\gamma} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_q & M_\alpha & M_u & 0 \\ 1 & Z_\alpha & Z_u & 0 \\ 0 & X_\alpha - g & X_u - g & 0 \\ 0 & -Z_\alpha & -Z_u & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q \\ \alpha \\ V \\ \gamma \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} M_f & M_\eta & M_\kappa \\ Z_f & Z_\eta & M_\kappa \\ X_f & X_\eta & X_\kappa \\ -Z_f & -Z_\eta & -Z_\kappa \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f \\ \eta \\ \kappa \end{bmatrix}. \quad (8.4.1)$$

Es ist in Bild [8.17](#) ohne die Stellgröße κ als SFD dargestellt (vgl. [Bild 7.5](#)). Es kann aber auch für κ benutzt werden, indem η durch κ ausgetauscht wird, denn die Signalwege sind für beide gleich - aber die Werte der Ersatzderivative unterscheiden sich.

Die Anstellwinkelschwingung (AS) ist eine meist gut gedämpfte, kurzperiodische Schwingung (Größenordnung 0,3 Hz), bei der Fahrtänderungen eine geringe Rolle spielen (s. Kap.[8.2.3](#)). Die Rückwirkungen von V auf die AS können also in

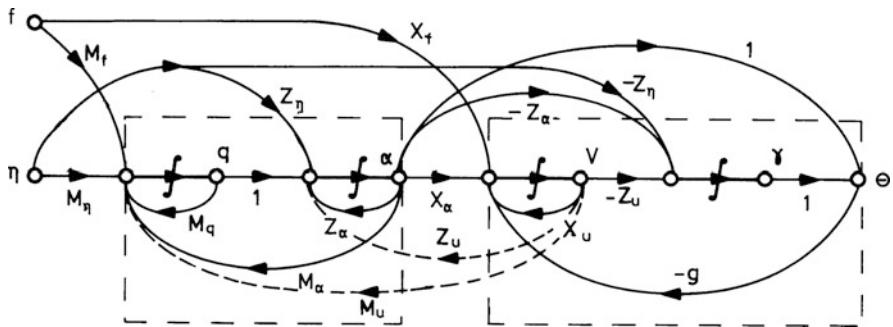


Bild 8.17 SFD des Näherungsansatzes für die Längsbewegung ($\Theta_0 \approx 0$), links Anstellwinkelschwingung (AS), rechts Phygoide (PH)

erster Näherung vernachlässigt werden, damit entfällt in der Momentengleichung der Term $M_u V$ und in der Auftriebsgleichung $Z_u V$, d. h. es werden die beiden internen Rückführungen im SFD zwischen Bahn- und Nickfreiheitsgrad vernachlässigt. Die Näherung für die Anstellwinkelschwingung (Nickbewegung) ergibt sich daraus wie folgt, vgl. auch [Kap.1.3.2](#)

$$\begin{bmatrix} \dot{q} \\ \dot{\alpha} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_q & M_\alpha \\ 1 & Z_\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q \\ \alpha \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} M_\eta \\ Z_\eta \end{bmatrix} \eta \quad (8.4.2)$$

mit der Ausgangsgleichung für das Lastvielfache nach [Gl.1.3.18](#)

$$n_z = \begin{bmatrix} 0 & -\frac{V_0}{g} Z_\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q \\ \alpha \end{bmatrix}. \quad (8.4.3)$$

Daraus folgt die charakteristische Gleichung

$$s^2 - s(M_q + Z_\alpha) + M_q Z_\alpha - M_\alpha = 0 \quad (1.3.26)$$

mit der Definition

$$\begin{aligned} [s - (\sigma + j\omega)][s - (\sigma - j\omega)] &= s^2 - 2\sigma s + \sigma^2 + \omega^2 \\ &= s^2 - 2\sigma_{AS}s + \omega_{0AS}^2 = 0. \end{aligned} \quad (8.4.4)$$

Diese Gleichung hat zwei i. allg. konjugiert komplexe Wurzeln. Die Eigenfrequenz der AS ist mit [Gl.8.4.4](#) näherungsweise gleich

$$\omega_{0AS} \approx \sqrt{Z_\alpha M_q - M_\alpha} \quad (1.3.27)$$

und damit im wesentlichen durch die Größe M_α d. h. die Federsteifigkeit („statische Stabilität“) der Längsbewegung bestimmt. Der Dämpfungsexponent beträgt

$$\sigma_{AS} \approx \frac{1}{2}(M_q + Z_\alpha) , \quad (1.3.28)$$

d. h. die Größen C_{mq} , $C_{m\dot{\alpha}}$ und $C_{A\alpha}$ bestimmen im wesentlichen die Dämpfung der Anstellwinkelschwingung. Die angenäherte ÜF $\hat{g}_{q\eta}$ folgt aus Gl.8.4.2 unter Einbeziehung von Z_η zu

$$\hat{g}_{q\eta} = \frac{s M_\eta + (Z_\eta M_\alpha - Z_\alpha M_\eta)}{s^2 - (M_q + Z_\alpha)s + (Z_\alpha M_q - M_\alpha)} . \quad (8.4.5)$$

Sie ist von Typ PDT₂ (Verzögerung 2. Ordnung mit Vorhalt), vgl. hierzu Gl.1.3.24. Entsprechend Gl.8.3.19 und 8.3.21 lassen sich hieraus Anfangs- und Endverhalten der Antwort auf einen Höhenrudersprung bestimmen. Der Stationärwert dieser Kurzzeitnäherung (s. Kap.8.5.1) lautet

$$q_\infty = \lim_{t \rightarrow \infty} q(t) = \lim_{s \rightarrow 0} s \hat{g}_{q\eta}(s) \frac{1}{s} \eta_\infty = \frac{Z_\eta M_\alpha - Z_\alpha M_\eta}{Z_\alpha M_q - M_\alpha} \eta_\infty \approx \frac{Z_\alpha}{M_\alpha} M_\eta \eta_\infty \quad (8.4.6)$$

und ihre Anfangssteigung ist gleich

$$\dot{q}_0 = \lim_{t \rightarrow 0} \dot{q}(t) = \lim_{s \rightarrow \infty} s^2 \hat{g}_{q\eta} \frac{1}{s} \eta_\infty = M_\eta \eta_\infty . \quad (8.4.7)$$

Beide Werte haben eine wichtige Bedeutung für die Steuerbarkeit der Längsbewegung.

Die Möglichkeit der Abspaltung der AS lässt sich anhand von Wurzelverteilung und Sprungantwort in Bild 8.18 verifizieren. In der vollständigen ÜF $\hat{g}_{q\eta}$ liegen je zwei Pole (Phygoide) und Nullstellen in der Nähe des Koordinatenursprungs. Da diese sich näherungsweise kompensieren, können sie für den Entwurf einer Rückführung $q \rightarrow \eta$ vernachlässigt werden. In der Sprungantwort ist die AS bei Einsetzen der Phygoide längst abgeklungen (etwa ab $t= 10$ s), auch hieraus lässt sich für $\hat{g}_{q\eta}$ eine PDT₂-Näherung ableiten. Diese ist allerdings nur gültig im oberen Frequenzbereich, bzw. für einen begrenzten Zeitraum der Sprungantwort.

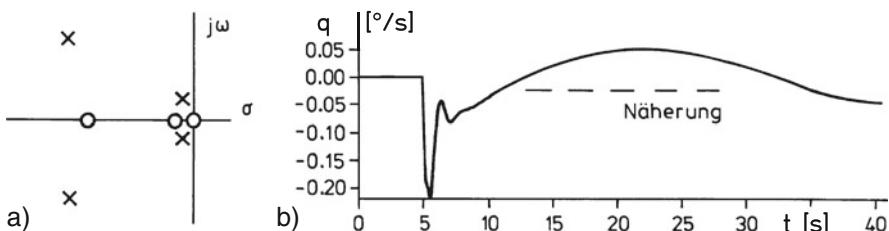


Bild 8.18 Übertragungsfunktion $\hat{g}_{q\eta}$ a) vollständige Wurzelverteilung, b) Sprungantwort

Für die ÜF $\widehat{g}_{\Theta\eta}$ muß dieser Ansatz erweitert werden, vgl. [Kap.1.3.2](#) und [Gl.8.3.12](#). Aus Wurzelanordnung und Sprungantwort in Bild [8.19](#) geht hervor, daß die Kurzzeitnäherung für $\widehat{g}_{\Theta\eta}$ einen überschüssigen Pol in der Nähe des Koordinatenursprungs enthält und daher näherungsweise PI-T₂-Charakter hat. Diese Näherung wird durch das SFD in [Bild 1.21](#) und [Gl.1.3.24](#) wiedergegeben.

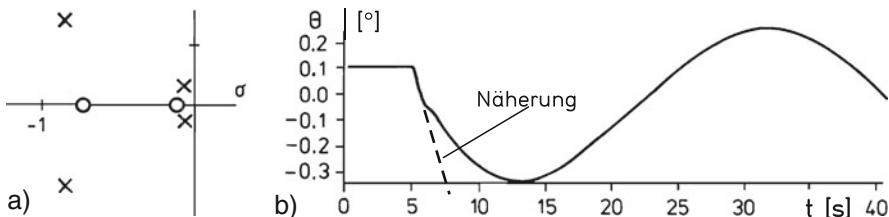


Bild 8.19 Übertragungsfunktion $\widehat{g}_{\Theta\eta}$ a) vollständige Wurzelverteilung, b) Sprungantwort

Zusammenfassung

Für den Reglerentwurf ergeben sich die Schlußfolgerungen:

- die Anstellwinkelschwingung (AS) ist vom Höhenruder η her sehr gut beeinflussbar,³
- die AS ist von den Meßgrößen q , α , Θ und γ her gut ermittelbar.⁴

8.4.2 Näherung für die Phygoidbewegung

Die Näherung für die Phygide (Bahnbewegung) ergibt sich nach dem SFD in [Bild 8.17](#) aus dem Untersystem mit den Zustandsgrößen V und γ zu

$$\begin{bmatrix} \dot{V} \\ \dot{\gamma} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & -g \\ -Z_u & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V \\ \gamma \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_f \\ 0 \end{bmatrix} f \quad (8.4.8)$$

mit der charakteristischen Gleichung

$$s^2 - X_u s - g Z_u = 0 \quad (8.4.9)$$

bzw.

$$s^2 - 2\sigma_{\text{PH}} s + \omega_{0\text{PH}}^2 = 0 . \quad (8.4.10)$$

³ Die Eigenschaft „beeinflußbar“ basiert auf Plausibilitätsbetrachtungen und ist nicht allgemein definiert. Sie unterscheidet sich in sofern von „steuerbar“, einer Eigenschaft, die in der Regelungstechnik eindeutig definiert und Ergebnis einer mathematischen Prüfung ist.

⁴ Gleiches gilt für die Eigenschaft „ermittelbar“ und dem regelungstechnisch eindeutig definierten Begriff „beobachtbar“.

Damit ist die Eigenfrequenz der Phygoide gleich

$$\omega_{0\text{PH}} = \sqrt{-gZ_u} = \sqrt{g \frac{\rho S}{m} C_{A0}} . \quad (8.4.11)$$

Da der Auftrieb etwa gleich dem Gewicht ist, folgt daraus eine sehr einfache Beziehung

$$\omega_{0\text{PH}} \approx \sqrt{g \frac{2g}{V_0^2}} = \frac{g}{V_0} \sqrt{2} , \quad (8.4.12)$$

die aussagt, daß $\omega_{0\text{PH}}$ unabhängig von aerodynamischen Parametern und umgekehrt proportional der Fluggeschwindigkeit ist. Für den Dämpfungsgrad ergibt sich ebenfalls ein sehr einfacher Zusammenhang. Nach Gl.8.4.10 ist dieser gleich

$$D_{\text{PH}} = -\frac{\sigma_{\text{PH}}}{\omega_{0\text{PH}}} = -\frac{X_u}{2\sqrt{-gZ_u}} \approx \frac{1}{\sqrt{2}} \frac{C_{W0}}{C_{A0}} , \quad (8.4.13)$$

d. h. proportional der Gleitzahl, also um so kleiner, je besser die aerodynamische Güte ist.

Diese Näherung gibt zwar den physikalischen Charakter der Phygoide schwingung recht gut wieder, sie ist aber für den Reglerentwurf zu ungenau. Erstens ist der Einfluß des Anstellwinkels α nicht vernachlässigbar, zweitens ist die Phygoide Bewegung auch von η her über α beeinflußbar. Es ist also naheliegend, die Phygoide Näherung um den Anstellwinkel zu erweitern, d. h. die Momentengleichung mit einzubeziehen. Dadurch kann auch der (im Schnellflug nicht zu vernachlässigende) Einfluß von M_u dargestellt werden. Da die AS wesentlich schneller abklingt als die PH, kann erstere in der Phygoide Näherung durch ihre quasistationäre Lösung ersetzt werden (Ansatz der singulären Perturbation). Das Momentengleichgewicht lautet nach Abklingen der Anstellwinkelschwingung

$$M_\alpha \alpha + M_u V + M_f f + M_\eta \eta = 0 . \quad (8.4.14)$$

Daraus folgt als quasistationäre Näherung für den Nickfreiheitsgrad

$$\alpha = -\frac{1}{M_\alpha} (M_u V + M_f f + M_\eta \eta) . \quad (8.4.15)$$

Das hiermit erweiterte SFD der Phygoide Näherung hat den in Bild 8.20 gezeigten Aufbau, in dem jetzt auch die Beeinflussbarkeit von η und α her einbezogen ist.

Aus dem Gleichungssystem 8.4.1 ergibt sich die erweiterte Phygoide Näherung wie folgt. Zunächst wird unter der Annahme $\dot{q} \approx 0$ und $\dot{\alpha} \approx 0$ (sowie $Z_f = X_\eta = 0$) folgende Teilgleichung abgespalten

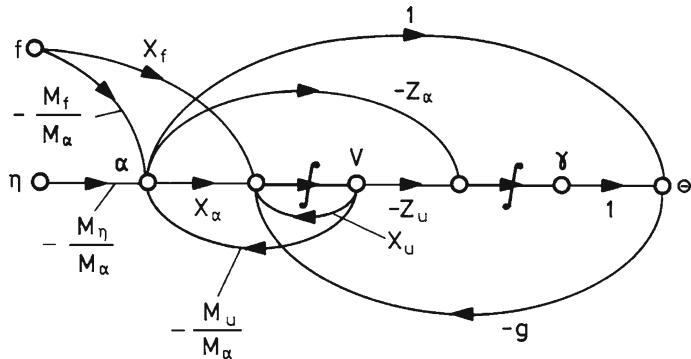


Bild 8.20 SFD der erweiterten Phygoidnäherung

$$\begin{bmatrix} \dot{V} \\ \dot{\gamma} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_\alpha - g & X_u & -g \\ -Z_\alpha & -Z_u & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ V \\ \gamma \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_f & 0 \\ 0 & -Z_\eta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f \\ \eta \end{bmatrix}. \quad (8.4.16)$$

Wird hierin Gl.8.4.15 eingesetzt, so ergibt sich die Näherung zu

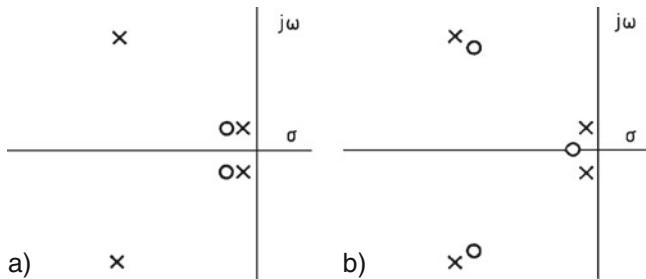
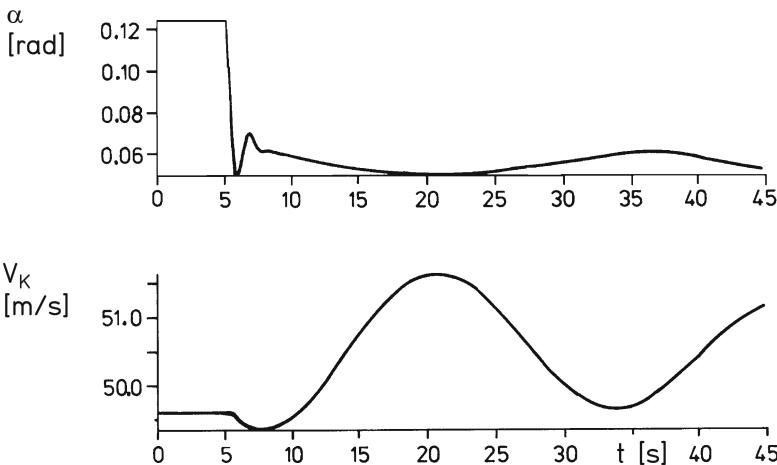
$$\begin{bmatrix} \dot{V} \\ \dot{\gamma} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \left(X_u - M_u \frac{X_\alpha - g}{M_\alpha} \right) & -g \\ -\left(Z_u - M_u \frac{Z_\alpha}{M_\alpha} \right) & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V \\ \gamma \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \left(X_f - M_f \frac{X_\alpha - g}{M_\alpha} \right) & -M_\eta \frac{X_\alpha - g}{M_\alpha} \\ M_f \frac{Z_\alpha}{M_\alpha} & -\left(Z_\eta - M_\eta \frac{Z_\alpha}{M_\alpha} \right) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f \\ \eta \end{bmatrix} \quad (8.4.17)$$

mit der charakteristischen Gleichung

$$s^2 - s \left(X_u - M_u \frac{X_\alpha - g}{M_\alpha} \right) - g \left(Z_u - M_u \frac{Z_\alpha}{M_\alpha} \right) = 0. \quad (8.4.18)$$

Der Einfluß von M_u auf den Term nullter Ordnung wird auch als „Geschwindigkeitsstabilität“ bezeichnet.

Die Abspaltung der Phyoide ist auch an der Wurzelverteilung gut nachzuvollziehen. Bild 8.21 zeigt auf Grund der annähernden Kompensation von Polen und Nullstellen, daß die ÜF $\hat{g}_{\alpha\eta}$ durch eine AS-Näherung und die ÜF \hat{g}_{uf} durch eine Phygoidnäherung gut repräsentiert werden. Das wird durch die Sprungantworten von Bild 8.22 bestätigt, vgl. auch Bild 8.9 und 8.10. Die Wurzelverteilung läßt den Schluß zu, daß eine Rückführung $\alpha \rightarrow \eta$ einen geringen Einfluß auf die Phygoidpole hat, während umgekehrt eine Rückführung $V \rightarrow f$ die AS kaum beeinflußt.

Bild 8.21 Pol-Nullstellenverteilung der ÜF'en von a) $\hat{g}_{\alpha\eta}$ und b) \hat{g}_{uf} Bild 8.22 Sprungantworten von $\hat{g}_{\alpha\eta}$ (oben) und \hat{g}_{uf} (unten) aus nichtlinearer Simulation

Zusammenfassung

Aus obigen Näherungsansätzen kann gefolgert werden:

- die Phygoide ist sowohl vom Höhenruder (X_α und Z_α) als auch vom Schub über X_f her gut beeinflussbar,
- die Phygoide ist von V , γ und Θ her gut ermittelbar,
- wegen der Nähe der Nullstellen von $\hat{g}_{\alpha\eta}$ zu den Phygoide-Polen ändert eine Rückführung von α auf η Frequenz und Dämpfung der Phygoide nur wenig.

8.4.3 Näherungen für die Seitenbewegung

Die verschiedenen charakteristischen Formen der Seitenbewegung lassen sich nicht so allgemein trennen wie die der Längsbewegung, da die Größenverhältnisse der Gleichungsparameter stark von der Flugzeugkonfiguration abhängen. Daher sind auch Wurzelverteilung und Bewegungsformen sehr vielfältig. Man kann trotzdem

in den meisten Fällen annehmen, daß die charakteristische Gleichung folgenden Aufbau hat

$$\left(s + \frac{1}{T_S}\right) \left(s + \frac{1}{T_R}\right) \left(s^2 - 2\sigma_{TS}s + \omega_{0TS}^2\right) = 0. \quad (8.4.19)$$

Die Bewegung setzt sich zusammen aus einer relativ schnellen aperiodischen Rollbewegung mit kleiner Zeitkonstante T_R , einer sehr langsamem, manchmal instabilen Spiralbewegung (Zeitkonstante T_S) und der Taumelschwingung, deren Eigenfrequenz ω_{0TS} in der Größenordnung von $1/T_R$ liegt und deren Dämpfung unterschiedlich ist.

Nach Gl.7.3.45 lautet die Zustandsgleichung für das Teilsystem der Seitenbewegung ohne Wind (sowie $\Theta_0 \approx 0$), das für die Dynamik wichtig ist:

$$\begin{bmatrix} \dot{r} \\ \dot{\beta} \\ \dot{p} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} N_r & N_\beta & N_p & 0 \\ -1 & Y_\beta & 0 & g/V_0 \\ L_r & L_\beta & L_p & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r \\ \beta \\ p \\ \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} N_\xi & N_\zeta \\ Y_\xi & Y_\zeta \\ L_\xi & L_\zeta \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \xi \\ \zeta \end{bmatrix}. \quad (8.4.20)$$

Das zugehörige charakteristische Polynom (Nenner aller ÜF'en) $n_G(s) = |sI - A|$ ist

$$\begin{aligned} s^4 + a_3s^3 + a_2s^2 + a_1s + a_0 &= (s - s_1)(s - s_2)(s - s_3)(s - s_4) \\ &= s^4 + s^3[-N_r - Y_\beta - L_p] + s^2[Y_\beta(N_r + L_p) + L_pN_r - N_pL_r + N_\beta] \\ &\quad + s \left[Y_\beta(N_pL_r - L_pN_r) - N_pL_\beta - N_\beta L_p - \frac{g}{V_0}L_\beta \right] + \frac{g}{V_0}[L_\beta N_r - L_r N_\beta]. \end{aligned} \quad (8.4.21)$$

Für die Zähler der ÜF'en folgt nach der Cramer-Regel (wobei δ für ξ oder ζ steht)

$$\begin{aligned} g_{r\delta}(s) &= \begin{vmatrix} N_\delta & -N_\beta & -N_p & 0 \\ Y_\delta & s - Y_\beta & 0 & -g/V_0 \\ L_\delta & -L_\beta & s - L_p & 0 \\ 0 & 0 & -1 & s \end{vmatrix} \\ &= s^3 N_\delta + s^2 [-N_\delta(Y_\beta + L_p) + L_\delta N_p + Y_\delta N_\beta] \\ &\quad + s [Y_\beta(N_\delta L_p - L_\delta N_p) + Y_\delta(N_p L_\beta - N_\beta L_p)] + \frac{g}{V_0}[L_\delta - N_\delta L_\beta] \end{aligned} \quad (8.4.22)$$

$$g_{\beta\delta}(s) = \begin{vmatrix} s - N_r & N_\delta & -N_p & 0 \\ 1 & Y_\delta & 0 & -g/V_0 \\ -L_r & L_\delta & s - L_p & 0 \\ 0 & 0 & -1 & s \end{vmatrix}$$

$$= s^3 Y_\delta + s^2 [-Y_\delta (N_r + L_p) - N_\delta]$$

$$+ s \left[Y_\delta N_r L_p + L_p N_\delta + L_\delta \left(\frac{g}{V_0} - N_p \right) \right]$$

$$+ \left[-Y_\delta N_p L_r + N_\delta L_r \frac{g}{V_0} - L_\delta N_r \frac{g}{V_0} \right] \quad (8.4.23)$$

$$g_{p\delta}(s) = \begin{vmatrix} s - N_r & -N_\beta & N_\delta & 0 \\ 1 & s - Y_\beta & Y_\delta & -g/V_0 \\ -L_r & -L_\beta & L_\delta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & s \end{vmatrix}$$

$$= s^3 L_\delta + s^2 [-L_\delta (N_r + Y_\beta) + Y_\delta N_r L_\beta + N_\delta L_r]$$

$$+ s [L_\delta (N_r Y_\beta + N_\beta) - Y_\delta (N_r L_\beta - N_\beta L_r) - N_\delta (L_\beta + L_r Y_\beta)] \quad (8.4.24)$$

$$g_{\phi\delta}(s) = \frac{1}{s} g_{p\delta}(s) . \quad (8.4.25)$$

Rollbewegung

Als erste Näherung für die Rollbewegung kann angenommen werden, daß es sich um eine Einfreiheitsgrad-Bewegung um die x_f -Achse handelt, an der nur der Hän-gewinkel ϕ , die Rollgeschwindigkeit p und die Rollbeschleunigung \dot{p} bzw. daraus resultierende Rollmomente L beteiligt sind. Sie gilt insbesondere bei Querruderan-regung ζ . Aus dem Gesamt-SFD der Seitenbewegung, Bild 7.6, läßt sich für diesen Fall Bild 8.23 abspalten mit folgender Zustandsgleichung, die dem rechten unteren Block von Gl.8.4.20 entspricht

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_p & 0 \\ 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ \phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L_\xi \\ 0 \end{bmatrix} \xi . \quad (8.4.26)$$

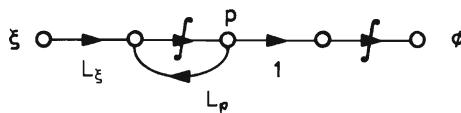


Bild 8.23 SFD der Näherung Rollbewegung

Aus der ersten Zeile ergibt sich eine recht gute Näherung für die ÜF $\widehat{g}_{p\xi}$

$$\widehat{g}_{p\xi} = \frac{L_\xi}{s - L_p} = -\frac{L_\xi}{L_p} \frac{1}{1 + T_R s} \quad (8.4.27)$$

mit der Rollzeitkonstante

$$T_R = -\frac{1}{L_p} = \frac{I_x}{(\rho/2) V_0 S(b/2)^2 C_{lp}} . \quad (8.4.28)$$

Die zweite Zeile stellt eine grobe Näherung für die Spiralwurzel dar, deren Pol im Koordinatenursprung wiedergegeben wird. Aus Gleichung 8.4.28 folgt für die Anfangsreaktion nach einem Querrudersprung

$$\dot{p}_0 = \lim_{t \rightarrow 0} \dot{p}(t) = \lim_{s \rightarrow \infty} s \widehat{g}_{p\xi} \xi_\infty = L_\xi \xi_\infty \sim C_{l\xi} \xi_\infty \quad (8.4.29)$$

und für den Stationärwert dieser Kurzzeitanäherung mit [Anhang A.1.1](#)

$$p_\infty = \lim_{t \rightarrow \infty} p(t) = \lim_{s \rightarrow 0} \widehat{g}_{p\xi} \xi_\infty = -\frac{L_\xi}{L_p} \xi_\infty = -\frac{V_0 C_{l\xi}}{b/2 C_{lp}} \xi_\infty . \quad (8.4.30)$$

Beide Werte sind wichtig für die Beurteilung des Steuerverhaltens in der Seitenbewegung, vgl. [Kap.11.2.2](#).

Taumelschwingung

Ein zweiter Ansatz geht davon aus, daß die Taumelschwingung als Schiebe-Gierschwingung angenähert werden kann (ähnlich der Näherung der Anstellwinkelschwingung als Hub-Nickschwingung) und daß die Terme $g/V_0\Phi$ in der Querkraftgleichung und $N_p p$ in der Giermomentengleichung von geringer Bedeutung sind. Das wird durch viele Beispielrechnungen bestätigt, vgl. [/McRuer As 73/](#). Damit können die inneren Rückführungen g/V_0 und N_p näherungsweise entfallen, und es ergibt sich aus Bild 7.6 das in Bild 8.24 gezeigte SFD, das einer Reihenschaltung von Gier- und Rollfreiheitsgrad entspricht. Dieser Ansatz verliert allerdings seine Gültigkeit je mehr die Taumelschwingung den Charakter einer gekoppelten Gier- und Rollbewegung annimmt, wie bei Flugzeugen mit Deltaflügeln oder Flugzeugen mit stark gepfeiltem Flügel geringer Streckung. Eine nahezu reine Schiebe-Gierschwingung tritt dagegen bei Flugzeugen mit ungepfeiltem Flügel hoher Streckung und geringer V-Form auf (typisch für Segelflugzeuge und Flugzeuge wie z. B. Dornier Do 28).

Die Zustandsgleichung für die TS als Schiebe-Gierschwingung besteht aus der Querkraftgleichung für den Schiebe- und der Giermomentengleichung für den Gierfreiheitsgrad, wobei Schieben direkt mit seitlichen Beschleunigungen und einer Querbewegung verbunden ist (Ausgangsgleichung für b_y). Die Näherung entspricht dem linken oberen Block von Gl.8.4.20, der lautet

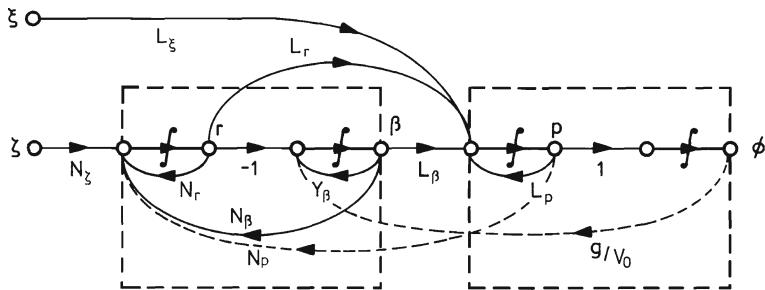


Bild 8.24 Näherungs-SFD der Seitenbewegung, links Gierbewegung, rechts Rollbewegung

$$\begin{bmatrix} \dot{r} \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} N_r & N_\beta \\ -1 & Y_\beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r \\ \beta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} N_\zeta \\ 0 \end{bmatrix} \xi \quad (8.4.31)$$

mit der charakteristischen Gleichung

$$s^2 - s(N_r + Y_\beta) + (N_\beta + N_r Y_\beta) = 0, \quad (8.4.32)$$

der Eigenfrequenz

$$\omega_{0TS} = \sqrt{N_\beta + N_r N_\beta} \approx \sqrt{N_\beta}, \quad (8.4.33)$$

dem Dämpfungsexponenten

$$2\sigma_{TS} = N_r + Y_\beta \quad (8.4.34)$$

und dem Dämpfungsgrad

$$D_{TS} = -\frac{\sigma_{TS}}{\omega_{0TS}} \approx -\frac{1}{2} \frac{N_r}{\sqrt{N_\beta}}. \quad (8.4.35)$$

Die Federkonstante der Schiebe-Gierschwingung ist also hauptsächlich durch das Rückstellmoment $C_{n\beta}$ gegeben („statische Stabilität“ der Seitenbewegung, vgl. Kap.3.2.4). Die Dämpfung ist durch C_{nr} und $C_{Y\beta}$ bestimmt. Aus obigem Ansatz folgt als wichtigste ÜF

$$\widehat{g}_{r\xi}(s) = \frac{N_\zeta(s - Y_\beta)}{s^2 - s(N_r + Y_\beta) + (N_\beta + N_r Y_\beta)}, \quad (8.4.36)$$

diese hat genauso wie $\widehat{g}_{q\eta}$ ein PDT₂-Verhalten.

Zusammenfassung

Aus den bisherigen Überlegungen ist zusammenfassend festzuhalten:

- Der Gierfreiheitsgrad (TS-Näherung)
 - ist primär beeinflußbar durch das Seitenruder ζ , (eine Steuerung durch das Querruder ξ muß über die Verbindung $\Phi \rightarrow g/V_0 \rightarrow \beta \rightarrow N_\beta$ erfolgen),
 - ist gut ermittelbar aus r und β .
- Der Rollfreiheitsgrad (Roll- und Spiralbewegung)
 - ist beeinflußbar durch ξ und ζ (letzteres über den Kopplungsterm L_β)
 - ist gut ermittelbar aus p und Φ .

Im Vergleich zur Längsbewegung sind in der Seitenbewegung allgemeine Aussagen weniger gut möglich, da viele aerodynamische Derivate der Seitenbewegung oft nur ungenau abgeschätzt werden können (vgl. Kap.3.4). Die obigen Ansätze erlauben eine ingenieurmäßige Interpretation der wichtigsten Effekte, sind aber mit Vorsicht einzusetzen. Dieses gilt besonders für die Aufspaltung von Roll- und Gierbewegung, wie in Bild 8.24 dargestellt, da hier eine meist nicht vernachlässigbare Kopplung über den Schiebewinkel β und den Hängewinkel Φ besteht. Dieses wird im nächsten Abschnitt behandelt.

8.4.4 Weitere Charakterisierung der Seitenbewegung

Spiralstabilität

Für die Spiralwurzel wurde bisher nur die sehr grobe Näherung $s_{SP} = 0$ gefunden. Da die Spiralbewegung zu einer großen Abweichung vom Arbeitspunkt führt, ist aus den linearisierten Gleichungen auch keine befriedigende Modellierung der Spirale zu erwarten, diese muß sich vielmehr auf das allererste Einsetzen der Bewegung beschränken. Daraus kann aber zumindest eine Aussage über die Stabilität der Spiralbewegung erwartet werden. Eine gemeinsame Näherung für Roll- und Spiralwurzel basiert auf der Annahme, daß Gewichtsanteil und Zentrifugalkraft in der Querkraftgleichung (3. Zeile von Gl.7.2.13) näherungsweise im Gleichgewicht stehen, vgl. /McRuer As 73/,

$$g \Phi_0 - V_0 r_0 \approx 0 . \quad (8.4.37)$$

Diese Annahme besagt, daß der Auftriebsvektor in der Symmetrieebene liegt und der Term $Y_\beta \beta$ vernachlässigbar ist, woraus insgesamt folgt, daß $\dot{\beta} \approx 0$ (vgl. Gesamt-SFD in Bild 7.6). Die homogene Zustandsgleichung der Seitenbewegung lautet mit diesen Annahmen

$$\begin{bmatrix} \dot{r} \\ 0 \\ \dot{p} \\ \dot{\Phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} N_r & N_\beta & N_p & 0 \\ -1 & 0 & 0 & g/V_0 \\ L_r & L_\beta & L_p & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r \\ \beta \\ p \\ \Phi \end{bmatrix} . \quad (8.4.38)$$

Das führt zu der charakteristischen Matrix

$$\underline{N}(s) = \begin{bmatrix} s - N_r & -N_\beta & -N_p & 0 \\ 1 & 0 & 0 & -g/V_0 \\ -L_r & -L_\beta & s - L_p & 0 \\ 0 & 0 & -1 & s \end{bmatrix} \quad (8.4.39)$$

mit der Determinante (entwickelt nach der 2. Reihe)

$$|\underline{N}(s)| = - \begin{vmatrix} -N_\beta & -N_p & 0 \\ -L_\beta & s - L_p & 0 \\ 0 & -1 & s \end{vmatrix} - \frac{g}{V_0} \begin{vmatrix} s - N_r & -N_\beta & -N_p \\ -L_r & -L_\beta & s - L_p \\ 0 & 0 & -1 \end{vmatrix} \quad (8.4.40)$$

und schließlich zu der charakteristischen Gleichung

$$s^2 - s \left[L_p - \left(N_p - \frac{g}{V_0} \right) \left(\frac{L_\beta}{N_\beta} \right) \right] + \frac{g}{V_0} \frac{1}{N_\beta} (N_r L_\beta - N_\beta L_r) = 0. \quad (8.4.41)$$

Diese Näherung ist auch für den Fall gültig, daß Spiral- und Rollwurzel sich zu einem konjugiert komplexen Wurzelpaar vereinen. In den meisten Fällen sind aber beide reell mit $|T_S| \gg |T_R|$. Unter dieser Voraussetzung kann Gl.8.4.41 wie folgt aufgespalten werden. Aus

$$\left(s + \frac{1}{T_R} \right) \left(s + \frac{1}{T_S} \right) = s^2 + \left(\frac{1}{T_R} + \frac{1}{T_S} \right) s + \frac{1}{T_R T_S} = 0 \quad (8.4.42)$$

folgt mit $1/T_S \approx 0$ durch Koeffizientenvergleich für die Rollwurzel

$$\frac{1}{T_R} \approx a_1 = -L_p \left[1 - \frac{N_p - g/V_0}{L_p} \frac{L_\beta}{N_\beta} \right] \approx -L_p \quad (8.4.43)$$

(vgl. Gl.8.4.28). Aus dem konstanten Term

$$\frac{1}{T_R T_S} \approx a_0 = \frac{g}{V_0} \frac{1}{N_\beta} (N_r L_\beta - N_\beta L_r) \quad (8.4.44)$$

folgt für die Spiralwurzel

$$\frac{1}{T_S} = T_R \frac{g}{V_0} \frac{1}{N_\beta} (N_r L_\beta - N_\beta L_r). \quad (8.4.45)$$

Der Klammerausdruck ist normalerweise sehr klein. Da $T_R > 0$ ist, muß er positiv sein, damit die Spiralwurzel stabil ist, d. h. die Stabilitätsforderung lautet

$$\frac{1}{N_\beta} (N_r L_\beta - N_\beta L_r) = N_r \left(\frac{L_\beta}{N_\beta} - \frac{L_r}{N_r} \right) > 0. \quad (8.4.46)$$

Da normalerweise N_r und L_β negativ und N_β und L_r positiv sind (vgl. [Anhang A.2](#)), lautet die Stabilitätsbedingung für die Spiralbewegung im Horizontalflug

$$(N_r L_\beta - N_\beta L_r) > 0 \quad \text{bzw.} \quad \left(\frac{L_\beta}{N_\beta} - \frac{L_r}{N_r} \right) < 0 . \quad (8.4.47)$$

Kopplung zwischen Gier- und Rollbewegung

Oben wurde eine Näherung für die Taumelschwingung eingeführt, die nur den Gierfreiheitsgrad betraf. Die Kopplung zwischen Gier- und Rollbewegung in der Taumelschwingung liefert aber wichtige Beurteilungskriterien für die Fliegarkeit der Seitenbewegung. Aus Gl.[8.4.24](#) folgt mit $Y_\xi, Y_\beta = 0$ als Näherung für den Zähler der ÜF $\hat{g}_{\phi\xi}$

$$\hat{g}_{\phi\xi} \approx L_\xi \left[s^2 - s N_r \left(1 - \frac{N_\xi L_r}{L_\xi N_r} \right) + N_\beta \left(1 - \frac{N_\xi L_\beta}{L_\xi N_\beta} \right) \right] . \quad (8.4.48)$$

Die Wurzeln dieses Zählers sind i. allg. konjugiert komplex und liegen in der Nähe der Pole der Taumelschwingung. Mit Gl.[8.4.19](#) kann man für $1/T_S \approx 0$ schreiben

$$\hat{g}_{\phi\xi} \approx L_\xi \frac{[s^2 - 2\sigma_\phi s + \omega_{0\phi}^2]}{s(s + 1/T_R)[s^2 - 2\sigma_{TS}s + \omega_{0TS}^2]} . \quad (8.4.49)$$

Für die relative Lage der Nullstellen zu den Polen gilt

$$\omega_{0\phi}^2 = \omega_{0TS}^2 \left(1 - \frac{N_\xi L_\beta}{L_\xi N_\beta} \right) \quad (8.4.50)$$

$$\sigma_\phi = \sigma_{TS} \left(1 - \frac{N_\xi L_r}{L_\xi N_r} \right) . \quad (8.4.51)$$

Bild [8.25](#) zeigt zwei charakteristische Fälle dieser Zuordnung. Wenn N_ξ negativ ist (*proverse yaw*) oder wenn L_β positiv ist, d. h. bei negativer V-Stellung oder Vor-Pfeilung des Flügels (vgl. [Kap.3.4.1](#)), ist der Bruch $N_\xi L_\beta / L_\xi N_\beta$ ebenfalls negativ. Es ist dann $\omega_{0\phi} > \omega_{0TS}$ und eine Reglung des Hängewinkels mit Hilfe des Querruders führt zur Destabilisierung der Taumelschwingung. Ist der obige Ausdruck positiv (Normalfall), so ist $\omega_{0\phi} < \omega_{0TS}$, und die WOK verläuft links von Pol und Nullstelle. Die entsprechende Rückführung ist also stabilisierend.

Fallen die konjugiert komplexen Pole und Nullstellen zusammen, so ist (bei $\sigma_{TS} = 0$) die Antwort auf einen Querrudersprung exakt durch die Näherung von Gl.[8.4.27](#) gegeben, d. h. die Taumelschwingung wird vom Querruder her nicht angeregt. Je weiter die Wurzeln auseinanderliegen, um so größer ist in der p -Antwort auf Querruderkommandos das Verhältnis von TS-Amplitude zum PT₁-Anteil (vgl. Bild [8.12](#)). Insbesondere bei schwacher Dämpfung der TS wird eine präzise Rollsteuerung dann schwierig.

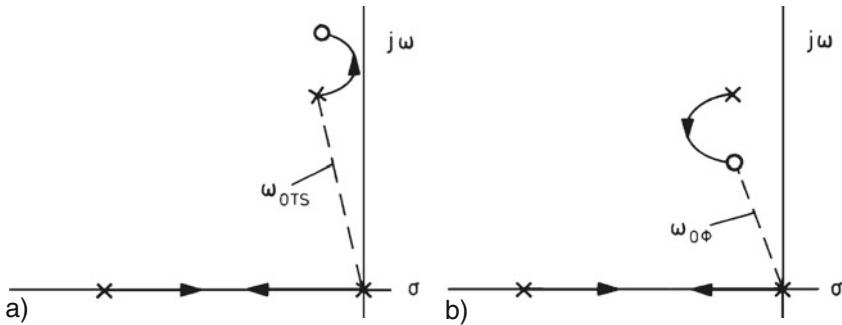


Bild 8.25 Wurzelverteilung von $\hat{g}_{\phi\xi}$ und Wurzelortskurve bei Rückführung $\Phi \rightarrow \xi$
a) bei $\omega_{0\phi} > \omega_{0TS}$, b) bei $\omega_{0\phi} < \omega_{0TS}$

Aus Gl.8.4.23 folgt für den Zähler der ÜF $\hat{g}_{\beta\xi}$ mit $Y_\xi, Y_\beta = 0$

$$g_{\beta\xi} = -N_\xi \left[s^2 - s L_p \left(1 - \frac{N_p - g/V_0}{L_p} \frac{L_\xi}{N_\xi} \right) - \frac{g}{V_0} L_r \left(1 - \frac{N_r L_\xi}{L_r N_\xi} \right) \right]. \quad (8.4.52)$$

Die Wurzeln dieses Zählerausdrucks sind i. allg. reell, sie liegen ähnlich wie Spiral- und Rollwurzel weit auseinander und können beide positiv werden (Allpaßverhalten). Sie sind verantwortlich für Amplitude und Phase der Schiebewinkelantwort auf Querruderkommandos, die sehr unterschiedliche Werte annehmen können. Schreibt man den Zählerausdruck wie folgt

$$g_{\beta\xi} = -N_\xi \left(s + \frac{1}{T_{\beta 1}} \right) \left(s + \frac{1}{T_{\beta 2}} \right) = -N_\xi (s^2 + b_1 s + b_0), \quad (8.4.53)$$

so kann man (entsprechend Gl.8.4.43 und 8.4.45) unter der Voraussetzung $1/T_{\beta 2} \gg 1/T_{\beta 1}$ aufspalten

$$\frac{1}{T_{\beta 2}} \approx b_1 = -L_p \left(1 - \frac{N_p - g/V_0}{L_p} \frac{L_\xi}{N_\xi} \right) \quad (8.4.54)$$

und

$$\frac{1}{T_{\beta 1}} \approx \frac{b_0}{b_1} = -T_{\beta 2} \frac{g}{V_0} L_r \left(1 - \frac{N_r}{L_r} \frac{L_\xi}{N_\xi} \right). \quad (8.4.55)$$

Beide Ausdrücke können je nach dem Verhältnis L_ξ/N_ξ das Vorzeichen wechseln, das steht in einem engen Zusammenhang zur Nullstellenlage von $\hat{g}_{\phi\xi}$.

Ein weiteres, wichtiges Maß zur Beurteilung der Seitenbewegung ist das Amplituden- und Phasenverhältnis von Φ und β der freien Taumelschwingung. So lange

die seitliche Schwerpunktsbewegung (χ) klein ist, liefert die Winkelbeziehung ohne Wind

$$\Psi = -\beta \quad \text{und} \quad r = -\dot{\beta} , \quad (8.4.56)$$

d. h. beide Größen verlaufen in Gegenphase zueinander; das ist häufig für die Taumelschwingung der Fall. Einsetzen dieser Beziehung in die Rollmomentengleichung liefert

$$\dot{p} = L_r r + L_\beta \beta + L_p p = -L_r \dot{\beta} + L_\beta \beta + L_p p . \quad (8.4.57)$$

Nach Laplacetransformation folgt für den Hängewinkel

$$\Phi(s) (s^2 - L_p s) = (L_\beta - L_r s) \beta(s) \quad (8.4.58)$$

und für das Verhältnis beider Größen

$$\frac{\Phi(s)}{\beta(s)} = \frac{(L_\beta - L_r s)}{(s^2 - L_p s)} . \quad (8.4.59)$$

Wird die Lösung für die Taumelschwingung $s = \omega_{0TS} \approx \sqrt{N_\beta}$ eingesetzt, so ergibt sich das Verhältnis der Schwingungsamplituden zu

$$\frac{\widehat{\Phi}(\omega_{TS})}{\widehat{\beta}(\omega_{TS})} \approx \frac{(L_\beta - L_r \sqrt{N_\beta})}{(N_\beta - L_p \sqrt{N_\beta})} \approx \frac{L_\beta}{N_\beta} . \quad (8.4.60)$$

Aus der bisherigen Diskussion folgen als wesentliche Größen zur Charakterisierung der Seitenbewegung

$$\frac{L_\beta}{N_\beta} \quad \text{und} \quad \frac{L_\xi}{N_\xi} .$$

Aber nicht nur das Amplitudenverhältnis $\widehat{\Phi}(\omega_{TS})/\widehat{\beta}(\omega_{TS})$ sondern auch die Phasenlage zwischen p und β ist für die Taumelschwingung wichtig und außerdem, wie sie sich auf die Flugeigenschaften auswirkt. Die Sprungantworten in Bild 8.26 zeigen drei Beispiele aus [/MIL STD-1797/](#) mit verschiedener Lage der komplexen Nullstellen der ÜF $\widehat{g}_{\phi\xi}$ entsprechend Bild 8.25, an denen der Einfluß auf die Phasenverhältnisse zwischen p und β deutlich wird:

- a) $\omega_{0\phi} > \omega_{0TS}, \quad D_\phi > D_{TS} \quad \text{mit } p/\beta = 139^\circ \quad \Psi_\beta = -5^\circ$
- b) $\omega_{0\phi} > \omega_{0TS}, \quad D_\phi < D_{TS} \quad \text{mit } p/\beta = 144^\circ \quad \Psi_\beta = -303^\circ$
- c) $\omega_{0\phi} < \omega_{0TS}, \quad D_\phi > D_{TS} \quad \text{mit } p/\beta = 144^\circ \quad \Psi_\beta = -205^\circ$

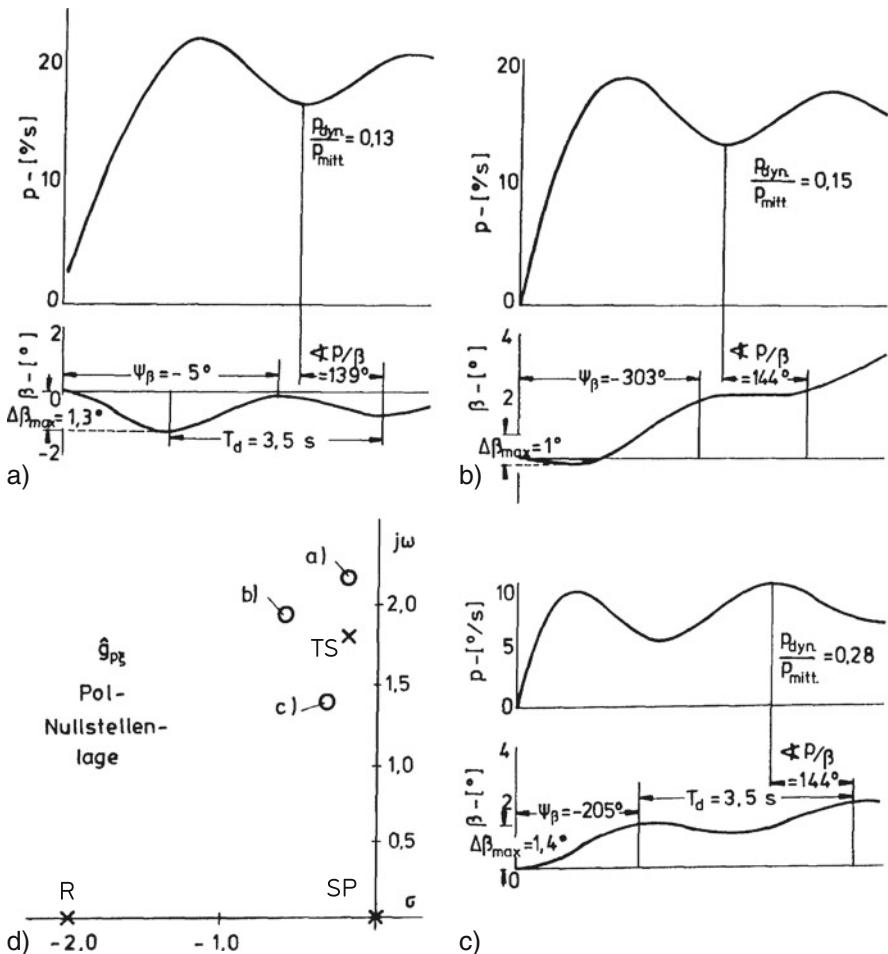


Bild 8.26 Querruder-Sprungantworten von p und β bei verschiedener Nullstellenlage von $\hat{g}_{\phi\xi}$ a) und b) bei $\omega_0 \phi > \omega_0 TS$, c) bei $\omega_0 \phi < \omega_0 TS$, d) Pol-Nullstellenlage (aus /MIL STD 1797/)

Hierin ist

- p/β die Phasenverschiebung des Taumelschwingungsanteils zwischen p und β , diese ist positiv, wenn p vorauselt,
- Ψ_β der Phasenwinkel (bezogen auf die Periode der TS) des ersten Maximums in der β -Antwort.

8.4.5 Zusammenfassung

Die Ansätze zur Aufspaltung von AS und PH in der Längsbewegung zeigen, daß die vollständige Lösung recht gut angenähert wird, wenn nur die Vorwärtsverbindungen

zwischen den beiden Freiheitsgraden Nickbewegung und Bahnbewegung (durch die Terme $X_\alpha \alpha$, $Z_\alpha \alpha$ und $\Theta = \gamma + \alpha$) berücksichtigt und die Rückwirkungen vernachlässigt werden. Das bedeutet, daß die Längsbewegung näherungsweise als Reihenschaltung aus Nick- und Bahnbewegung dargestellt werden kann, wie in Bild 8.27. Der Anstellwinkel α stellt die wesentliche Koppelgröße zwischen beiden Prozessen dar. Auf Grund dieser Entkopplung ist klar, daß die Rückführungen α , $q \rightarrow \eta$ und $V, \gamma \rightarrow f$ näherungsweise keine gemeinsamen Schleifen bilden, also unabhängig voneinander ausgelegt werden können. Der rotatorische Freiheitsgrad wird im engeren Sinn dem „Flugzustand“ zugerechnet, dessen Regler in Kap. 14 und 15 behandelt werden. Regler für die Bahnbewegung bilden den Inhalt von Kap. 16 und 17.

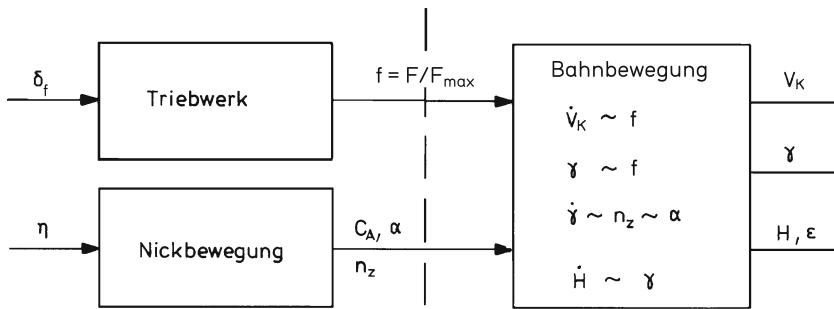


Bild 8.27 Teilprozesse der Längsbewegung

Die Bahnbewegung wird durch ein 2×2 -Mehrgrößensystem mit den beiden Regelgrößen V_K (bzw. V für den Fall $V_W = 0$) und γ bzw. H und den beiden Stellgrößen F und η beschrieben. Dabei ist F (bzw. der auf F_{\max} bezogene relative Schub f) wiederum Ausgangsgröße eines komplizierten Prozesses, nämlich des Triebwerks. Die vertikale Bahnführung des Flugzeugs erfordert die unabhängige Regelung der beiden Zustandsgrößen V und γ , d. h. auch den unabhängigen Einsatz der beiden Stellgrößen. Damit bleibt der Nickfreiheitsgrad an der Bahnführung beteiligt.

Die rotatorischen Freiheitsgrade der Seitenbewegung bilden ebenfalls ein 2×2 -Mehrgrößensystem. Den beiden Stellgrößen ξ und ζ stehen die Regelgrößen β und ϕ gegenüber. Die Ansätze zur Aufspaltung der Seitenbewegung liefern zunächst eine Reihenstruktur mit dem Schiebewinkel als Koppelgröße wie in Bild 8.28 dargestellt.

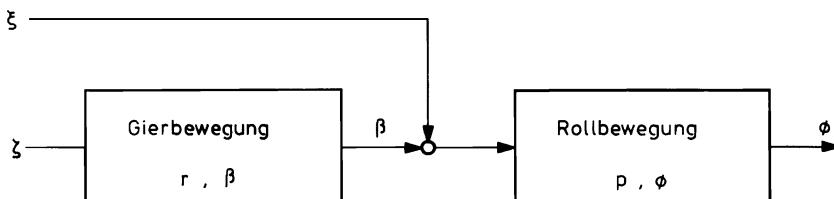


Bild 8.28 Reihenschaltung von Gier- und Rollbewegung

Allerdings ist die Aufspaltung weitergehenden Einschränkungen unterworfen als in der Längsbewegung. Daher können die Rückführungen über die beiden rotatorischen Freiheitsgrade r , $\beta \rightarrow \zeta$ und p , $\Phi \rightarrow \xi$ nicht unabhängig voneinander ausgelegt werden. Wird allerdings durch Regelung erreicht, daß der Schiebewinkel β nahezu null bleibt, so entfällt näherungsweise der Einfluß des Gierfreiheitsgrades auf den Rollfreiheitsgrad. Letzterer bleibt dann allein an der horizontalen Bahnführung beteiligt und der Einfluß des Gierfreiheitsgrades ist von untergeordneter Bedeutung. Die horizontale Flugbahn ist durch die einzige Zustandsgröße χ bestimmt und wird direkt durch den Hängewinkel Φ gesteuert wie in Bild 8.29 dargestellt (vgl. hierzu auch Kap.6.3 und das SFD in Bild 7.6).

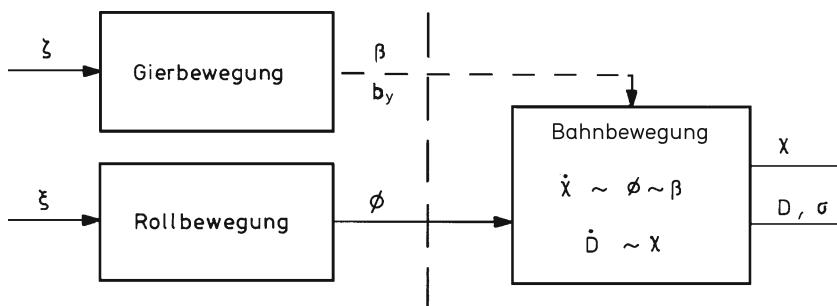


Bild 8.29 Teilprozesse der Seitenbewegung

8.5 Regelbarkeitsbetrachtungen

Die Zahl verfügbarer Meß- und Stellgrößen innerhalb der Flugzeugbewegung ist groß. Nach Kap.7 gibt es (ohne die Windzustände) in der Längsbewegung dreizehn und in der Seitenbewegung zwölf meßbare Zustands- und Ausgangsgrößen und mindesten je zwei Stellgrößen. Das führt auf 26 plus 24 gleich 50 mögliche Rückföhrschleifen. Das sind mehr als für eine Flugregelaufgabe erforderlich sind. Die Frage, wie viele Rückföhrschleifen notwendig sind, beantwortet die Theorie der Zustandsregelung, vgl. Kap.12. Die Frage, welche Übertragungswege besonders für eine Reglungsaufgabe geeignet sind, kann mit den Kenntnissen dieses Kapitels beantwortet werden. Dabei gibt es meist verschiedene Möglichkeiten und es müssen neben der Forderung, daß eine Meß- oder Stellgröße für die zu entwerfende Reglerfunktion notwendig ist, zusätzliche Aspekte, wie Signalqualität (Rauschen, Driften, Nullpunktsablagen usw.), Stellaufland (Energie, Stellgeschwindigkeiten usw.), Komplexität des Systems und Kosten beachtet werden.

Die besonderen Randbedingungen im Flugzeug (Stellbegrenzungen, elastische Freiheitsgrade, Sicherheit usw.) verbieten hohe Reglerverstärkungen. Diese können um so kleiner bleiben, je höher die Verstärkung des entsprechenden Strecken-Übertragungsweges ist, da für die Reglerwirkung das Produkt aus beiden, die Kreisverstärkung, maßgebend ist. Die Regelung wird außerdem um so einfacher werden,

je weniger Verzögerungen die Strecken-ÜF enthält. Für eine wirksame Regelung sind also diejenigen Übertragungswege auszuwählen, die im gesamten Betriebsbereich große stationäre Verstärkung und möglichst unverzögerte Reaktion aufweisen. Beides lässt sich sowohl aus den Grenzwerten der ÜF'nen als auch direkt aus dem SFD bestimmen, wie es in Kap. 8.3.2 eingeführt wurde.

8.5.1 Stellverhalten in der Längsbewegung

Die Stellgrößen zur Beeinflussung der Längsbewegung wirken primär in verschiedenen Freiheitsgraden:

- Schubänderung → X-Kraft,
- Auftriebs- oder Störklappen → Z-Kraft,
- Höhenruderausschlag → Nickmoment.

Wegen der Nebeneffekte der Stellgrößen (z. B. Schubmoment, Höhenruderauftrieb) und wegen der inneren Verkopplung der Flugzeugdynamik ist diese Zuordnung aber nicht so eindeutig, wie man auf den ersten Blick vermutet. Dadurch wirkt z. B. eine sprungförmige Schubänderung zunächst völlig anders auf Fahrt und Bahnwinkel als nach Erreichen des stationären Zustandes (s. o.).

Schub als Stellgröße

Da die Wirkung des Schubes auf den Nickfreiheitsgrad von untergeordneter Bedeutung ist (Ausnahme: Schubmoment), wird nur der Einfluss auf die Bahnbewegung betrachtet. Das Anfangsverhalten nach einem sprungförmigen Eingangssignal wird durch den Polüberschuss d bestimmt, vgl. Kap. 8.3.2. Für einen Schubsprung kann es für die einzelnen Übertragungswege aus dem SFD von Bild 8.30 bestimmt werden. Das Ergebnis ist in Tabelle 8.1 zusammengefaßt.

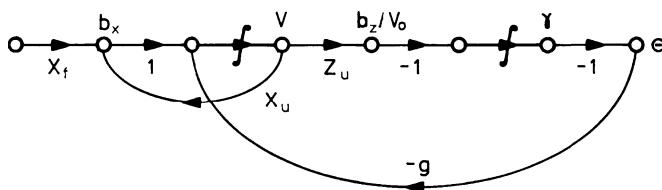


Bild 8.30 Teil-SFD zur Diskussion des Schubeinflusses

Die Anfangsbeschleunigung \dot{V}_0 war in Gl. 8.3.15 über die ÜF berechnet worden. Sie entspricht b_x und kann auch direkt aus dem SFD abgelesen werden:

$$\dot{V}_0 = \lim_{t \rightarrow 0} \dot{V}(t) = X_f f_\infty = \frac{F_{\max}}{m} f_\infty . \quad (8.5.1)$$

Tabelle 8.1 Anfangsverhalten nach Schubsprung

Polüberschuß d	Verbindung	Übertragungsweg
0	direkt (sprungfähig)	$f \rightarrow b_x$
1	1 Integration (verzögert)	$f \rightarrow V, b_z$
2	2 Integrationen (verzögert)	$f \rightarrow \gamma, \Theta$

In Kap.8.3.1 wurde für die ÜF \widehat{g}_{uf} der Stationärwert V_∞ der Sprungantwort bestimmt zu

$$V_\infty = \lim_{s \rightarrow 0} \widehat{g}_{uf} f_\infty = -\frac{M_\alpha Z_f - M_f Z_\alpha}{M_\alpha Z_u - M_u Z_\alpha} f_\infty. \quad (8.3.14)$$

Dieser ist null für $Z_f, M_f = 0$, vgl. Kap.6.3.2. Der Stationärwert γ_∞ nach einem Schubsprung ergibt sich, indem aus Gl.8.4.1 die ÜF $\widehat{g}_{\gamma f}$ berechnet wird, zu

$$\begin{aligned} \gamma_\infty &= \lim_{s \rightarrow 0} \widehat{g}_{\gamma f} f_\infty \\ &= \frac{1}{g(M_\alpha Z_u - M_u Z_\alpha)} \begin{vmatrix} -M_q & -M_\alpha & -M_u & M_f \\ -1 & -Z_\alpha & -Z_u & Z_f \\ 0 & g - X_\alpha & -X_u & X_f \\ 0 & Z_\alpha & Z_u & -Z_f \end{vmatrix} f_\infty \\ &= \frac{M_\alpha(X_f Z_u - X_u Z_f) + (g - X_\alpha)(M_f Z_u - M_u Z_f) + Z_\alpha(X_u M_f - M_u X_f)}{g(M_\alpha Z_u - M_u Z_\alpha)} f_\infty \\ &= \frac{X_f}{g} f_\infty = \frac{F_{\max}}{mg} f_\infty \quad \text{für } Z_f, M_f = 0. \end{aligned} \quad (8.5.2)$$

Die Schubenergie verändert also stationär allein die potentielle Energie, so lange Z_f und M_f null sind. Das bestätigt die Ergebnisse von Kap.6.3.2.

Auftriebsklappen und Störklappen als Stellgröße

Auftriebsklappen bewirken in erster Linie Auftriebsänderungen (Z_κ), können sich aber auch, je nach Bauform, in zweiter Linie auf den Widerstands- (X_κ) und den Momentenhaushalt (M_κ) auswirken. Störklappen sollen einerseits den Auftrieb (Z_κ) beeinflussen (*lift dump*), sind andererseits aber auch so gebaut, daß sie den Widerstand erheblich verändern können (X_κ). Momentenänderungen (M_κ) sind nicht unbedingt erwünscht, treten aber je nach konstruktiver Ausführung unterschiedlich stark zusätzlich auf. Bei beiden Funktionen (Auftriebs- und Störklappe) kann das Vorzeichen von X_κ und M_κ unterschiedlich sein. Eindeutige Aussagen sind deshalb nur für einzelne, konkrete Entwürfe möglich.

In Tabelle 8.2 ist das Anfangsverhalten zusammengefaßt, das aus dem SFD von Bild 7.5 bestimmt worden ist. Bei Auftriebsklappen ist die Hauptwirkung über Z_κ in der Auftriebsgleichung, direkt auf b_z und über einen Integrator verzögert - aber immer noch schnell – auf α, γ . Eine Rückführung dieser Größen auf κ könnte die

Tabelle 8.2 Anfangsverhalten nach sprungförmigem Auftriebs- oder Störklappenausschlag

Polüberschuß d	Verbindung	Übertragungsweg
0	direkt (sprungfähig)	$\kappa \rightarrow b_x$ (über X_κ); $\kappa \rightarrow b_z$ (über Z_κ)
1	1 Integration (verzögert)	$\kappa \rightarrow V$ (über X_κ); $\kappa \rightarrow \alpha, \gamma, \Theta$ (über Z_κ)
2	2 Integrationen (verzögert)	$\kappa \rightarrow \gamma$ (über X_κ)

Dämpfung der Phyoide verbessern. Die Rückführung von b_z auf schnell ausschlagbare Klappen wird zur Böenlastminderung verwendet.

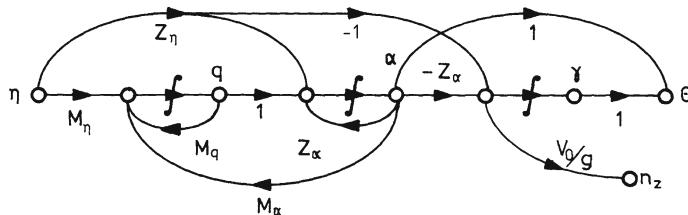
Störklappen wirken direkt über X_κ auf b_x , über einen Integrator verzögert auf die Fluggeschwindigkeit V und über einen zweiten Integrator verzögert auf γ . Deshalb kann $\hat{g}_{\gamma\kappa}$ leicht Allpaßverhalten haben.

Höhenruder als Stellgröße

Zur besseren Übersicht werden Nick- und Bahnbewegung getrennt mit ihren jeweiligen Näherungen diskutiert.

a) Nickbewegung (Näherung für Anstellwinkelschwingung, vgl. Bild 8.31)

Das Anfangsverhalten nach dem SFD in Bild 8.31 ist in Tabelle 8.3 zusammengefaßt.

**Bild 8.31** SFD der AS-Näherung einschließlich γ und Θ **Tabelle 8.3** Anfangsverhalten nach sprungförmigem Höhenruderausschlag

Polüberschuß d	Verbindung	Übertragungsweg
0	direkt (sprungfähig)	$\eta \rightarrow \dot{q}$
1	1 Integration (verzögert)	$\eta \rightarrow q, (\alpha \text{ über } Z_\eta)$
2	2 Integrationen (verzögert)	$\eta \rightarrow \alpha, \Theta$

Da die AS-Näherung eine Kurzzeit-Näherung darstellt, kann mit ihr nicht auf den Endwert der Sprungantwort geschlossen werden. Wegen des großen frequenzmäßigen Abstandes zwischen Anstellwinkelschwingung und Phyoide ist es aber sinnvoll, aus der AS-Näherung einen Kurzzeit-Stationärwert für die rotatorischen Bewegungsgrößen zu ermitteln, wie in Kap.8.4.1 geschehen (wobei Kurzzeit hier für Zeiten steht, die deutlich größer, also zwei- bis fünfmal, als die Schwingungsdauer der Anstellwinkelschwingung T_{AS} sind)

$$\left. \frac{q_K}{\eta} \right|_{t \gg T_{AS}} = \lim_{s \rightarrow 0} s \widehat{g}_{q\eta} \frac{1}{s} = \frac{Z_\alpha M_\eta - Z_\eta M_\alpha}{M_\alpha - Z_\alpha M_q} \approx \frac{Z_\alpha}{M_\alpha} M_\eta . \quad (8.4.6)$$

In Kap.1.3.2 wurden entsprechende Näherungen für α und n_z eingeführt. Daraus folgen unter Berücksichtigung des Höhenruderauftriebs Z_η die Kurzzeit-Stationärwerte

$$\left. \frac{\alpha}{\eta} \right|_{t \gg T_{AS}} = - \frac{M_\eta - Z_\eta M_q}{M_\alpha - Z_\alpha M_q} \quad (8.5.3)$$

$$\left. \frac{n_z}{\eta} \right|_{t \gg T_{AS}} = \frac{V_0}{g} \frac{Z_\alpha M_\eta - Z_\eta M_\alpha}{M_\alpha - Z_\alpha M_q} = \frac{V_0}{g} \left. \frac{q_k}{\eta} \right|_{t \gg T_{AS}} . \quad (8.5.4)$$

Diese Größen beschreiben, wie schnell ein Flugzeug kurzfristig in α und n_z auf Höhenruderkommandos reagiert. Da dieses für Piloten beim Manövrieren sehr wichtig ist, gehen die Kurzzeit-Stationärwerte in Flugeigenschaftskriterien ein, vgl. Kap.11.2.1.

b) Bahnbewegung (Phygoidnäherung, vgl. Bild 8.20)

Das Anfangsverhalten nach einem Höhenrudersprung wird mit dem SFD der Phygoidnäherung, s. Bild 8.20, bestimmt und ist in Tabelle 8.4 zusammengefaßt. Die über einen Integrator verzögerte Wirkung auf V geschieht auf zwei Wegen: erstens mit geringer Wirkung über X_α (da X_α klein ist); zweitens sehr wirksam über g (d. h. Austausch zwischen kinetischer und potentieller Energie).

Tabelle 8.4 Anfangsverhalten nach sprungförmigem Höhenruderausschlag

Polüberschuß d	Verbindung	Übertragungsweg
0	direkt (sprungfähig)	$\eta \rightarrow \alpha, \Theta$
1	1 Integration (verzögert)	$\eta \rightarrow V$

Aus Gl.8.3.11 folgt, daß der Stationärwert für q_∞ Null ist

$$q_\infty = \lim_{s \rightarrow 0} \widehat{g}_{q\eta}(s) \eta_\infty = 0 \quad (8.5.5)$$

und aus Gl.8.3.12

$$\Theta_\infty = \lim_{s \rightarrow 0} \widehat{g}_{\Theta\eta}(s) \eta_\infty = M_\eta \frac{Z_\alpha X_u - Z_u X_\alpha}{g(M_\alpha Z_u - M_u Z_\alpha)} \eta_\infty . \quad (8.5.6)$$

Für die übrigen Zustandsgrößen gilt nach Gl.8.4.1

$$\alpha_\infty = \lim_{s \rightarrow 0} \widehat{g}_{\alpha\eta}(s) \eta_\infty = \frac{M_\eta Z_u - M_u Z_\eta}{M_\alpha Z_u - M_u Z_\alpha} \eta_\infty \approx \frac{M_\eta}{M_\alpha} \eta_\infty \quad (8.5.7)$$

$$V_\infty = \lim_{s \rightarrow 0} \widehat{g}_{u\eta}(s) \eta_\infty = -\frac{M_\eta Z_\alpha - M_\alpha Z_\eta}{M_\alpha Z_u - M_u Z_\alpha} \eta_\infty \approx -\frac{M_\eta Z_\alpha}{M_\alpha Z_u} \eta_\infty \quad (8.5.8)$$

$$\gamma_\infty = \lim_{s \rightarrow 0} \widehat{g}_{\gamma\eta}(s) \eta_\infty = \lim_{s \rightarrow 0} (\widehat{g}_{\theta\eta} - \widehat{g}_{\alpha\eta}) \eta_\infty = M_\eta \frac{Z_\alpha X_u - Z_u X_\alpha - g Z_u}{g(M_\alpha Z_u - M_u Z_\alpha)} \eta_\infty. \quad (8.5.9)$$

Der Zähler von $\widehat{g}_{\gamma\eta}$ kann das Vorzeichen wechseln, was darauf hindeutet, daß diese ÜF Allpaßverhalten haben kann (s. [Kap.6.3.1](#)).

8.5.2 Allpaßverhalten in der Längsbewegung

Fahrtreaktion auf Schubkommandos

In [Gl.8.3.15](#) wurde festgestellt, daß die Anfangsreaktion mit $\dot{V}_K = (F_{\max}/m) f_\infty$ eindeutig positiv ist und daß der Stationärwert

$$V_\infty = \lim_{s \rightarrow 0} \widehat{g}_{uf} f_\infty = -\frac{M_\alpha Z_f - M_f Z_\alpha}{M_\alpha Z_u - M_u Z_\alpha} f_\infty \quad (8.3.14)$$

klein ist. Seine Größe und sein Vorzeichen können mit den Ersatzgrößen nach [Anhang A.1.1](#) abgeschätzt werden. Bei Vernachlässigung kleiner Einflüsse, insbesondere von Machzahleinflüssen, lauten sie:

$$\begin{aligned} M_\alpha &\approx \frac{\rho}{2} V_0^2 \frac{S}{I_y} \bar{c} C_{m\alpha}; & Z_\alpha &\approx -\frac{\rho}{2} V_0 \frac{S}{m} C_{A\alpha} \\ M_u &\approx \frac{\rho}{2} V_0^2 \frac{S}{I_y} \bar{c} \frac{2}{V_0} C_{m0}; & Z_u &\approx -\frac{\rho}{2} V_0 \frac{S}{m} \frac{2}{V_0} C_{A0} \\ M_f &= \frac{z_F}{I_y} F_{\max}; & Z_f &\approx -\frac{i_F}{m} F_{\max}. \end{aligned} \quad (8.5.10)$$

Das aerodynamische Nickmoment gleicht im stationären Flug das stationäre Schubmoment aus, wie in Bild [8.32](#) angedeutet. Damit gilt

$$M_0^F + M_0^A = 0 \quad \text{d. h.} \quad z_F F_0 + \frac{\rho}{2} V_0^2 S \bar{c} C_{m0} = 0, \quad (8.5.11)$$

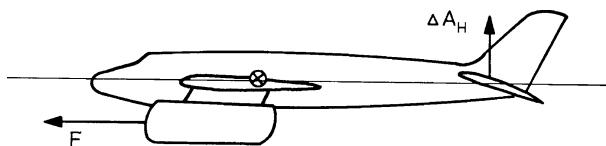


Bild 8.32 Kompensation eines stationären Schubmoments

woraus für den Nickmomentenbeiwert C_{m0} folgt

$$C_{m0} = -\frac{z_F}{\bar{c}} \frac{1}{(\rho/2) V_0^2 S} F_0 . \quad (8.5.12)$$

Diese Gleichung kann weiter vereinfacht werden, denn im stationären Horizontalflug gilt für den Schub

$$F_0 \approx \frac{\rho}{2} V_0^2 S C_{W0} \quad (8.5.13)$$

und damit

$$C_{m0} \approx -C_{W0} \frac{z_F}{\bar{c}} . \quad (8.5.14)$$

C_{m0} ist also negativ für positiven Schubradius. Nach Einsetzen obiger Größen in Gl.8.3.14 ergibt sich der stationäre Grenzwert zu

$$V_\infty = \lim_{s \rightarrow 0} \hat{g}_{uf} f_\infty = \frac{z_F/\bar{c} C_{A\alpha} - i_F C_{m\alpha}}{\rho V_0 S (C_{A0} C_{m\alpha} + C_{W0} C_{A\alpha} z_F/\bar{c})} F_{\max} f_\infty . \quad (8.5.15)$$

Dieser Grenzwert ist null, wenn z_F und i_F null sind. Wegen $C_{m\alpha} < 0$ ist der Nenner negativ, solange der erste Term in der Klammer überwiegt. Das ist etwa der Fall, solange z_F kleiner als \bar{c} ist. Unter dieser Voraussetzung ist der Grenzwert negativ, wenn

- z_F positiv ist (tiefliegende Triebwerke),
- i_F positiv ist (Schubvektor nach oben gerichtet).

Das gleiche wurde auf andere Weise in Kap.6.3.2 hergeleitet. In beiden Fällen hat die Übertragungsfunktion \hat{g}_{uf} Allpaßverhalten, das sich in einer positiven Nullstelle in der Nähe des Koordinatenursprungs äußert, s. /Brockhaus 67/. Eine Rückführung $V \rightarrow f$ darf dann keinen integrierenden Anteil enthalten, da sonst Instabilität entsteht.

Bahnreaktion auf Höhenruderkommandos

a) schneller Allpaß

Aus dem vollständigen SFD der Längsbewegung in Bild 7.5 ist direkt zu ersehen, daß

$$\dot{\gamma}_0 = \lim_{t \rightarrow 0} \dot{\gamma} = -Z_\eta \eta = \frac{\rho}{2} V_0 \frac{S}{m} C_{A\eta} \eta_\infty . \quad (8.5.16)$$

Da $C_{A\eta}$ positiv ist (Auftriebserhöhung am Höhenleitwerk bei positivem η -Ausschlag), ist die Anfangsreaktion eine positive Bahnwinkeländerung auf ein

Kommando „drücken“. Das folgt auch unmittelbar aus der physikalischen Anschauung.

Der Zusatzauftrieb am Höhenleitwerk erzeugt anfänglich eine Beschleunigung nach oben. Gleichzeitig bewirkt er ein Abnicken des Flugzeugs, was den Flügelauftrieb verringert, so daß das Flugzeug sinkt (Bahnwinkel negativ), vgl. Bild 8.33. Dieser „schnelle“ Allpaßeffekt, der eine positive Nullstelle in der Größenordnung der AS-Pole erzeugt, ist besonders ausgeprägt bei Flugzeugen mit Deltaflügel, er existiert nicht bei Flugzeugen mit Entenleitwerk. Er läßt sich durch koordinierten Klappenausschlag am Flügel kompensieren.

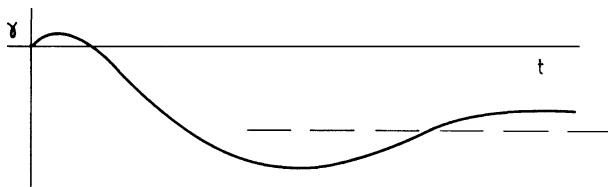


Bild 8.33 Antwort des Bahnwinkels aus einem Höhenrudersprung (Höhenruderallpaß)

b) langsamer Allpaß

Aus den vollständigen Zustandsgleichungen läßt sich der Stationärwert von γ nach Höhenruderausschlag ermitteln zu (mit $M_u \approx 0$)

$$\gamma_\infty = \frac{M_\eta}{g M_\alpha Z_u} [X_u Z_\alpha - (X_\alpha + g) Z_u] \eta_\infty . \quad (8.5.17)$$

Da stationär gilt

$$mg = \rho/2 V_0^2 S C_{A0},$$

ergibt sich für obigen Ausdruck nach Einsetzen der Terme nach [Anhang A.1.1](#)

$$\gamma_\infty = -\frac{1}{C_{A0}} \frac{C_{m\eta}}{C_{m\alpha}} \left(\frac{C_{W0}}{C_{A0}} C_{A\alpha} - C_{W\alpha} \right) \eta_\infty . \quad (8.5.18)$$

Der Bruch ist eindeutig positiv. Im Normalflugbereich ist auch der Klammerausdruck positiv, d. h. nach positivem Höhenruderausschlag ist der stationäre Bahnwinkel negativ, wie es der normalen Erfahrung entspricht. Der Klammerausdruck wechselt allerdings am „Punkt minimalen Widerstandes“ das Vorzeichen (vgl. [Kap.6.3.1](#)), d. h. im extremen Langsamflug entsteht ein weiterer Allpaßeffekt, der sich durch eine positive Nullstelle in der Nähe des Koordinatenursprungs äußert. Die Nullstelle wandert am „Punkt minimalen Widerstandes“ durch den Nullpunkt, hier herrscht differenzierendes (D-)Verhalten, d. h. es ist $\gamma_\infty = 0$. Dieser Effekt wurde ausführlich in [Kap.6.3.1](#) behandelt.

8.5.3 Stellverhalten in der Seitenbewegung

Eine Diskussion des Stationärverhaltens in der SB ist nur näherungsweise möglich, da unter der Voraussetzung $\Phi \approx 0$ linearisiert wurde, der Gültigkeitsbereich der linearen Gleichungen also schnell verlassen wird. Darüber hinaus ist der Koeffizient a_0 im Nenner der ÜF'n sehr klein, vgl. Gl. 8.4.44 und wird null, wenn die Spiralwurzel im Koordinatenursprung liegt. Daher haben die meisten ÜF'n integrierendes Verhalten, die entsprechenden Variablen erreichen auch im nichtlinearen Fall sehr große Stationärwerte.

Querruder als Stellgröße

Das Anfangsverhalten nach einem Querrudersprung folgt aus dem SFD in Bild 8.34 und ist in Tabelle 8.5 zusammengestellt.

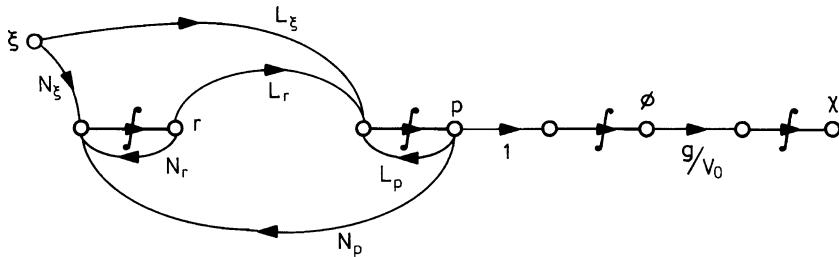


Bild 8.34 Teil-SFD zur Diskussion der Querruderwirkung

Tabelle 8.5 Anfangsverhalten nach sprungförmigem Querruderausschlag

Polüberschuß d	Verbindung	Übertragungsweg
0	direkt (sprungfähig)	$\xi \rightarrow \dot{p}, (\xi \rightarrow \dot{r} \text{ über } N_{\xi})$
1	1 Integration (verzögert)	$\xi \rightarrow p, (\xi \rightarrow r \text{ über } N_{\xi})$
2	2 Integrationen (verzögert)	$\xi \rightarrow \phi$

Die Anfangsreaktion nach einem Querruderausschlag ist in erster Linie eine Anfangsrollbeschleunigung $\dot{\rho}_0$. Außerdem entsteht eine Gierbeschleunigung und zwar zunächst

$$\dot{r}_0 = \lim_{t \rightarrow 0} \dot{r} = N_\xi \xi_\infty , \quad (8.5.19)$$

wobei N_ξ leicht das Vorzeichen wechseln kann. Bei positivem N_ξ besteht Gefahr des Allpaßverhaltens (*adverse yaw*).

Seitenruder als Stellgröße

Hauptsächlich soll ein Seitenruderausschlags ein Giermoment (N_ζ) erzeugen. Da die Seitenkraft Y_ζ und das Rollmoment L_ζ nicht vernachlässigbar sind, kann der Einfluß nur am Gesamt-SFD (s. [Bild 7.6](#)) diskutiert werden. Das daraus abgelesene Anfangsverhalten faßt Tabelle 8.6 zusammen.

Tabelle 8.6 Anfangsverhalten nach sprungförmigem Seitenruderausschlag

Polüberschuß d	Verbindung	Übertragungsweg
0	direkt (sprungfähig)	$\zeta \rightarrow \dot{r}$, ($\zeta \rightarrow \dot{p}$ über L_ζ)
1	1 Integration (verzögert)	$\zeta \rightarrow r$ ($\zeta \rightarrow p$, $\zeta \rightarrow \beta$)
2	2 Integrationen (verzögert)	$\zeta \rightarrow \beta$ ($\zeta \rightarrow \Phi$)

8.5.4 Reaktion des Flugzeugs auf Störsignale

Die Grenzwerte für die Störreaktion sind wesentlich einfache Ausdrücke als die des Stellverhaltens. Sie lassen sich gut aus den SFD'en ablesen. Die folgenden Ausführungen sollen die Diskussion von [Kap.6.4](#) ergänzen.

Wie schon bei der Herleitung der Bewegungsgleichungen diskutiert, sind die Windgradienten $\partial u_w / \partial x = u_{w_x}$ usw. die eigentlichen Störereignisse. Die Windgeschwindigkeitskomponenten sind nicht sprungförmig veränderbar, da sie selbst Zustände des dynamischen Windprozesses sind. Die Reaktion auf konstante Gradienten (Windscherung) ist aber auch nur im Ansatz beschreibbar, da der Linearitätsbereich schnell verlassen wird. Um z. B. das Flugverhalten in einer Windscherung zu untersuchen, muß entweder um einen neuen Arbeitspunkt „konstanter Windgradient“ linearisiert oder es müssen die nichtlinearen Gleichungen direkt herangezogen werden.

Es soll hier die Reaktion auf die Komponenten des Geschwindigkeitsvektors u_{w_k} , α_w und β_w (anstelle der Gradienten) betrachtet werden, da

- diese Betrachtung einfach und anschaulich ist,
- Angaben für Böenspektren in der Literatur sich auf die Windgeschwindigkeiten beziehen, vgl. [Kap.4.2.5](#) und
- ein konstanter Windgradient nur für begrenzte Zeit existiert, die entsprechende Sprungantwort also ebenfalls eine Abstraktion darstellt.

Allerdings ist zu beachten, daß die Bewegungsgleichungen für den Arbeitspunkt $\vec{V}_w = \vec{0}$ hergeleitet wurden, so daß nur kleine Windamplituden zugelassen sind. Das ist erfüllt, wenn höherfrequente Böen mit dem Mittelwert Null betrachtet werden. Die Bedeutung der Störreaktions-Grenzwerte für die Reglerauslegung ist wie folgt.

Endliche stationäre Grenzwerte weisen darauf hin, in welchen Zustandsgrößen eine Störunterdrückung im niederfrequenten Bereich nötig ist, insbesondere also, wo I-Regler zur Erzielung stationärer Genauigkeit einzusetzen sind.

Das Anfangsverhalten ermöglicht Rückschlüsse auf einen Bedarf an Störunterdrückung im höherfrequenten Bereich. Speziell dort, wo die Sprungantwort einen

endlichen Anfangswert oder eine kräftige Anfangssteigung hat, liegt die früheste Information über die Störung vor. Diese Variablen sind die besten Rückführgrößen für die Unterdrückung höherfrequenter (stochastischer) Böeneinflüsse. (Regel: unmittelbar dort regeln, wo die Störung eingreift).

Horizontalwind u_{Wk} als Störgröße

Aus dem Gesamt-SFD in Bild 7.5 ist zu erkennen, daß für die Anfangsreaktion die in Tabelle 8.7 angegebenen Wirkungen vorliegen: d. h. alle Variablen werden über höchstens eine Integration erreicht. Das macht deutlich, daß die Störgröße überwiegend am Ausgang der Strecke angreift. Solche Fälle sind entsprechend schwierig auszuregeln. Für V_A und V_K gilt speziell

$$V_{A0} = \lim_{t \rightarrow 0} V_A = -u_{Wk} \quad \text{und} \quad \dot{V}_{K0} = \lim_{t \rightarrow 0} \dot{V}_K = -X_u u_{Wk}. \quad (8.5.20)$$

Tabelle 8.7 Anfangsverhalten nach sprungförmiger Horizontalwindänderung

Polüberschuß d	Verbindung	Übertragungsweg
0	direkt (sprungfähig)	$u_{Wk} \rightarrow V_A, b_z, b_x$
1	1 Integration (verzögert)	$u_{Wk} \rightarrow V_K, \gamma, \Theta, (\alpha, q_K)$

In Kap.6.4.1 wurde gezeigt, daß die stationäre Anstellwinkeländerung auf Grund einer konstanten Windstörung null ist. Das stationäre Momentengleichgewicht bleibt erhalten. Damit kann die stationäre Störreaktion anhand der einfachen Phygoidnäherung von Bild 8.35 diskutiert werden. Aus $\dot{\gamma}_\infty = 0$ und $\dot{V}_{K\infty}$ folgt

$$-Z_u V_{A\infty} = 0 \quad \text{und} \quad X_u V_{A\infty} - g \gamma_\infty = 0, \quad (8.5.21)$$

und hieraus

$$V_{A\infty} = 0 \quad \text{und} \quad \gamma_\infty = 0 \quad (8.5.22)$$

sowie schließlich

$$V_{K\infty} = V_{A\infty} + u_{Wk\infty} = u_{Wk\infty}. \quad (8.5.23)$$

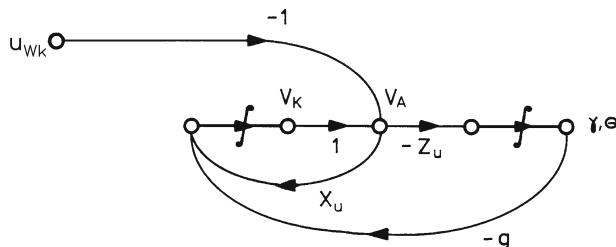


Bild 8.35 Einfluß von Horizontalwind auf die Phygoidnäherung

Die Sprungantworten haben prinzipiell das in Bild 8.36 gezeigte Aussehen. Ein positiver Sprung in u_{Wk} (Rückenwind) reduziert zunächst die Fahrt V_A und führt stationär zu einer um u_{Wk} erhöhten Bahngeschwindigkeit V_K , das Flugzeug wird also beschleunigt. Die Grenzwerte der Antworten auf einen Sprung in u_{Wk} sind in Tabelle 8.8 zusammengestellt.

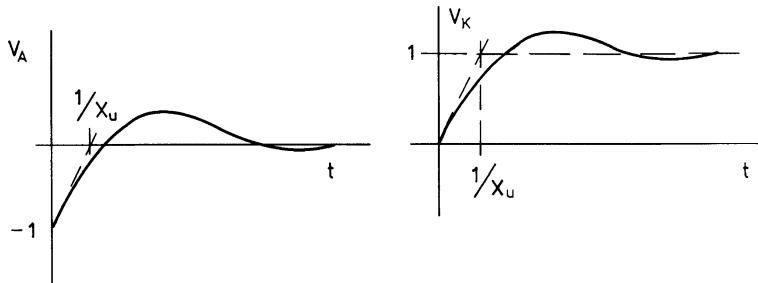


Bild 8.36 Sprungantworten auf u_{Wk} -Eingang

Tabelle 8.8 Reaktion auf einen Sprung in u_{Wk}

	Anfangswert/ $u_{Wk\infty}$	Anf.-Steigung/ $u_{Wk\infty}$	Endwert/ $u_{Wk\infty}$
V_A	-1	—	0
V_K	0	$-X_u$	+1
γ	0	Z_u	0
α, α_K	0	$-Z_u$	0

Wind-Anstellwinkel α_w als Störgröße

Aus dem SFD in Bild 8.37 ist die in Tabelle 8.9 angegebene Anfangsreaktion abzulesen. Auch hier werden alle Variablen über eine einzige Integration erreicht. Für den Anstellwinkel gilt speziell

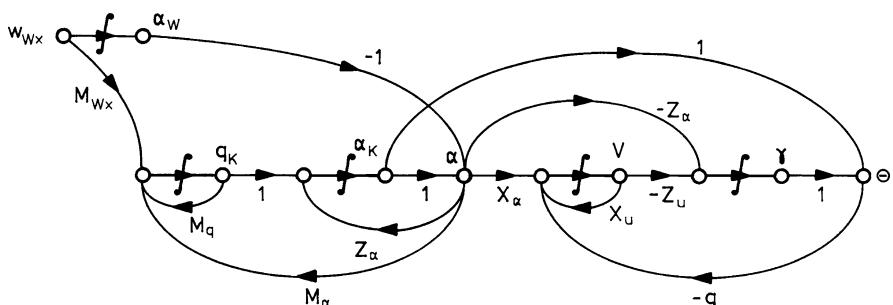


Bild 8.37 SFD zur Diskussion des α_w -Einflusses

Tabelle 8.9 Anfangsverhalten nach sprungförmiger Vertikalwindänderung

Polüberschuß d	Verbindung	Übertragungsweg
0	direkt (sprungfähig)	$\alpha_w \rightarrow \alpha, b_x, b_z$
1	1 Integration (verzögert)	$\alpha_w \rightarrow q_K, \gamma, \Theta, (V_K, V_A)$
0	direkt (sprungfähig)	$w_{Wx} \rightarrow \dot{q}_K$
1	1 Integration (verzögert)	$w_{Wx} \rightarrow q_K, \alpha, b_x, b_z$

$$\alpha_0 = \lim_{t \rightarrow 0} \alpha = -\alpha_w \quad \text{und} \quad \dot{\alpha}_{K0} = \lim_{t \rightarrow 0} \dot{\alpha}_K = -Z_\alpha \alpha_w . \quad (8.5.24)$$

Im höherfrequenten Bereich (stochastische Böen) ist allerdings eher w_{Wx} als Eingang zu betrachten. Hier führt der direkteste Einfluß über \dot{q}_K , vgl. Tabelle 8.9.

Im Stationärfall sind alle Integratoreingänge null. Die stationäre Antwort auf einen Sprung in α_w ($w_{Wx} = 0$) folgt aus Bild 8.37 für den q_K -Speicher und den α -Speicher aus

$$\left. \begin{array}{l} M_q q_{K\infty} + M_\alpha \alpha_\infty = 0 \\ q_{K\infty} + Z_\alpha \alpha_\infty = 0 \end{array} \right\} \quad \text{Lösung nur für } q_{K\infty} = 0 \quad \text{und} \quad \alpha_\infty = 0 . \quad (8.5.25)$$

Hiermit wird bestätigt, daß nach einer stationären Windstörung generell das Momentengleichgewicht wieder hergestellt wird. Für den γ -Speicher und den V_K -Speicher gilt

$$-Z_u V_{A\infty} - Z_\alpha \alpha_\infty = 0 \quad \rightarrow \quad V_{A\infty} = V_{K\infty} = 0 \quad (8.5.26)$$

$$X_\alpha \alpha_\infty + X_u V_{A\infty} - g \Theta_\infty = 0 \quad \rightarrow \quad \Theta_\infty = 0 . \quad (8.5.27)$$

Daraus folgt weiter

$$\alpha_\infty = \alpha_{K\infty} - \alpha_{W\infty} \quad \rightarrow \quad \alpha_{K\infty} = \alpha_{W\infty} \quad (8.5.28)$$

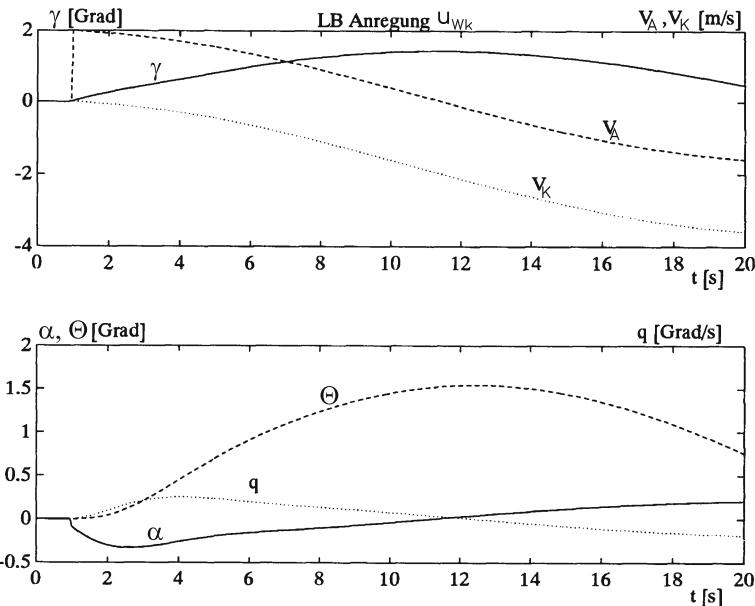
$$\gamma_\infty = \Theta_\infty - \alpha_\infty - \alpha_{W\infty} \quad \rightarrow \quad \gamma_\infty = -\alpha_{W\infty} . \quad (8.5.29)$$

Man beachte, daß bei einem α_w -Sprung der stromaufwärts liegende und von w_{Wx} ausgehende Ast im SFD ignoriert werden kann. Ein konstanter, positiver Wind-Anstellwinkel α_w (= stationärer Abwind) führt also zu einem gleichgroßen, negativen stationären Bahnwinkel, d. h. das Flugzeug sinkt oder steigt mit dem umgebenden Windfeld. Alle übrigen Variablen (außer α_K) kehren zu ihrem Arbeitspunkt zurück, vgl. Tabelle 8.10.

Die Bilder 8.38 und 8.39 zeigen Antworten der wichtigsten Zustandsgrößen auf eine sprungförmige Änderung im Horizontalwind (u_{Wk}) und im Vertikalwind (α_w).

Tabelle 8.10 Reaktion auf einen Sprung in α_W bzw. einen Sprung in w_{Wx}

	Anfangswert/ $\alpha_{W\infty}$	Anf.-Steigung/ $\alpha_{W\infty}$	Endwert/ $\alpha_{W\infty}$
V_A, V_K	0	$-X_\alpha$	0
γ	0	Z_α	-1
α_K	0	$-Z_\alpha$	+1
α	-1	—	0
	Anfangswert/ $w_{Wx\infty}$	Anf.-Steigung/ $w_{Wx\infty}$	Endwert/ $w_{Wx\infty}$
\dot{q}_K	M_{wx}	—	0
$\dot{\Theta}$	0	M_{wx}	0

**Bild 8.38** Sprungantworten auf Horizontalwind u_{Wk}

Wind-Schiebewinkel β_W als Störgröße

Die Verhältnisse bezüglich β_W sind ganz analog zum α_W -Einfluß in der Längsbewegung. Die aus dem SFD in Bild 8.40 abgelesene Anfangsreaktion ist in Tabelle 8.11 zusammengefaßt, zusätzlich ist der Eingang v_{Wx} betrachtet. Für den Schiebewinkel gilt speziell

$$\lim_{t \rightarrow 0} \beta = -\beta_W \quad \text{und} \quad \lim_{t \rightarrow 0} \dot{\beta}_K = -Y_\beta \beta_W . \quad (8.5.30)$$

Die stationäre Reaktion läßt sich wieder aus dem SFD ablesen für den Fall, daß alle Integratoreingänge null sind

$$p_{K\infty} = 0. \quad (8.5.31)$$

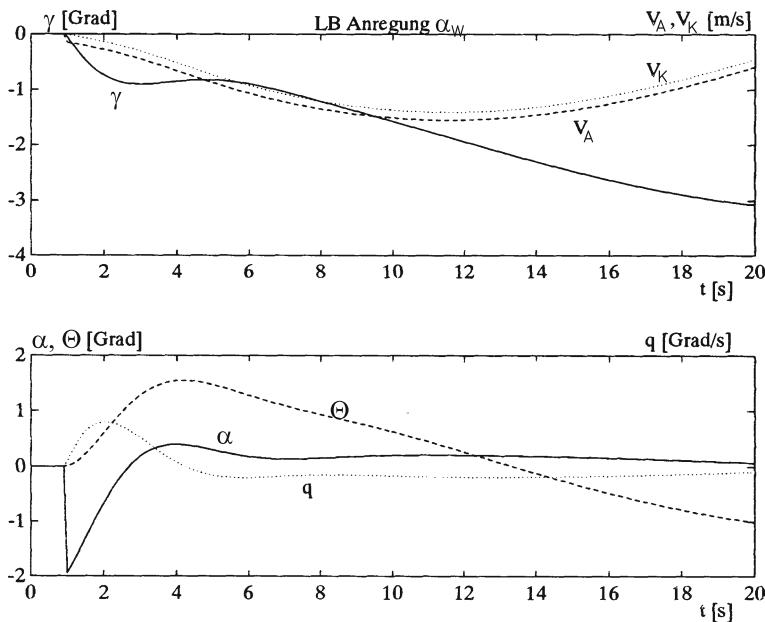


Bild 8.39 Sprungantworten auf Vertikalwind (Wind-Anstellwinkel \$\alpha_W\$)

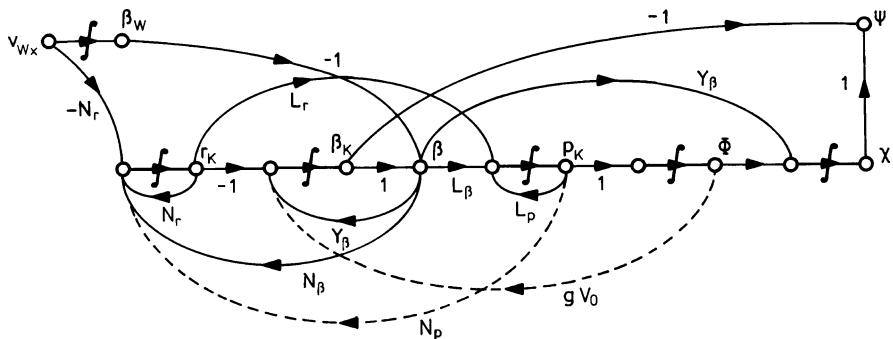


Bild 8.40 SFD zur Diskussion des \$\beta_W\$-Einflusses

Tabelle 8.11 Anfangsverhalten nach sprungförmiger Wind-Schiebewinkeländerung

Polüberschuss \$d\$	Verbindung	Übertragungsweg
0	direkt (sprungfähig)	\$\beta_W \rightarrow \beta, b_y\$
1	1 Integration (verzögert)	\$\beta_W \rightarrow\$ alle übrigen Variablen außer \$\Phi\$
1	1 Integration (verzögert)	\$v_{Wx} \rightarrow r_K, \beta, b_y\$

$$\left. \begin{aligned} L_r r_{A\infty} + L_\beta \beta_{\infty} + L_p p_{A\infty} &= 0 \\ N_r r_{A\infty} + N_\beta \beta_{\infty} + N_p p_{A\infty} &= 0 \end{aligned} \right\} \quad \text{Lösung nur für } \beta_{\infty} = 0 \quad \text{und} \quad r_{A\infty} = 0 . \quad (8.5.32)$$

Weiter gilt

$$\beta_\infty = \beta_{K\infty} - \beta_{W\infty} = 0 \quad \rightarrow \quad \beta_{K\infty} = \beta_{W\infty}.$$

Wegen der offenen Integration in χ erreichen die Größen χ und ψ keinen festen Stationärwert. Die Grenzwerte sind in Tabelle 8.12 zusammengestellt.

In den Bildern 8.41 und 8.42 sind Antworten auf sprungförmige Änderungen im Seitenwind (β_W) und im Windgradienten w_{W_y} gezeigt.

Einflüsse auf die rotatorischen Freiheitsgrade

Auf den Gierfreiheitsgrad wirken die Gradienten v_{W_x} und w_{W_y} , das beschreibt im wesentlichen den höherfrequenten Einfluß. Aus dem Näherungs-SFD von Bild 8.43 folgt, daß die Giergeschwindigkeit von beiden über eine Integration beeinflußt wird, d. h.

Tabelle 8.12 Reaktion auf einen Sprung in β_W

	Anfangswert/ $\beta_{W\infty}$	Anf.-Steigung/ $\beta_{W\infty}$	Endwert/ $\beta_{W\infty}$
β	-1	—	0
β_K	0	$-Y_\beta$	+1
ϕ	0	0	0
χ	0	$-Y_\beta$	—
r_A, r_K	0	$-N_\beta$	0
p_A, p_K	0	$-L_\beta$	0

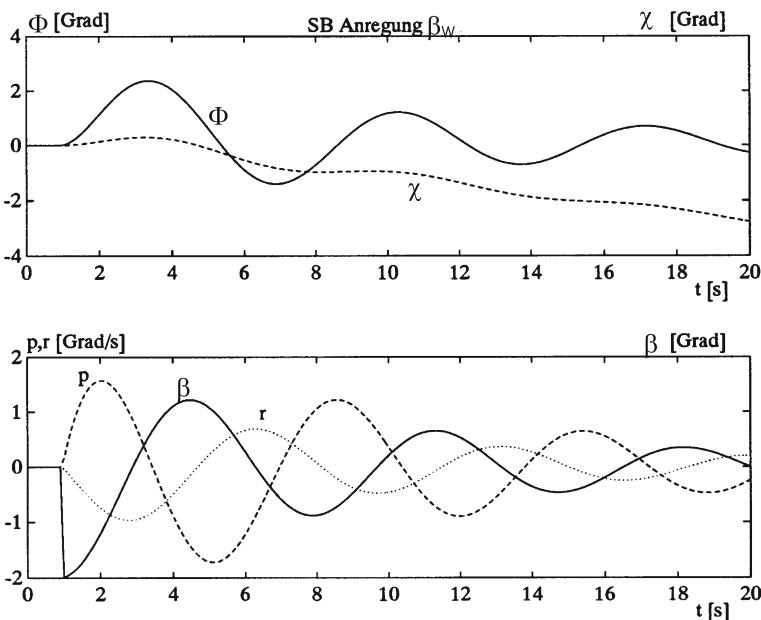


Bild 8.41 Sprungantworten auf Seitenwind (Wind-Schiebewinkel β_W)

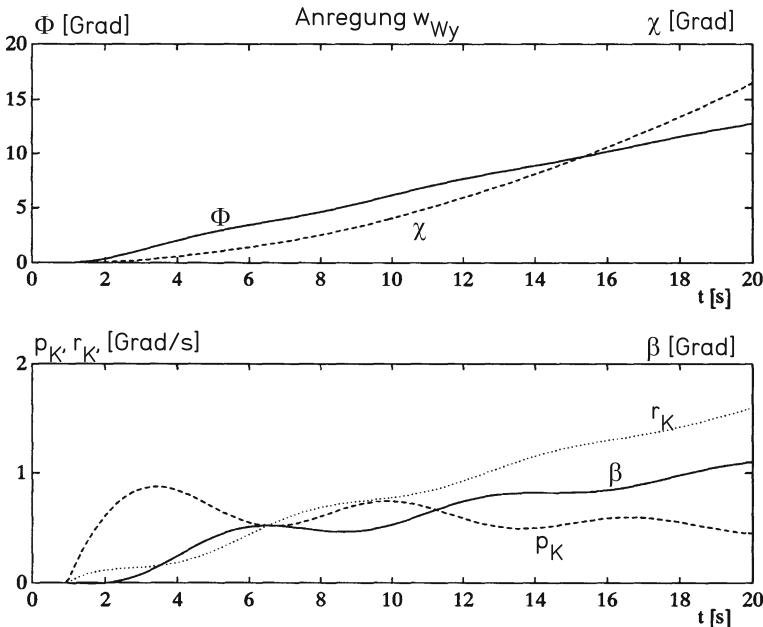
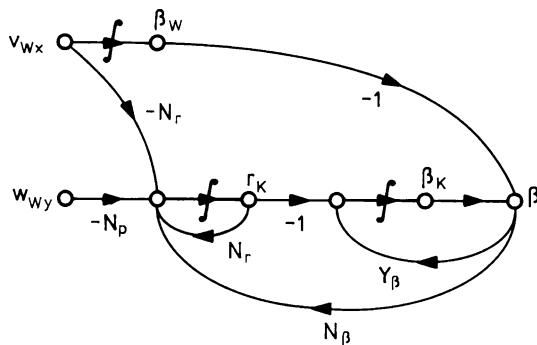
Bild 8.42 Sprungantworten auf Rollbö w_{WY} 

Bild 8.43 SFD des Gierfreiheitsgrades

$$\dot{r}_K \sim v_{Wx}, w_{WY}$$

$$\dot{\beta}_K \sim v_{Wx}.$$

Im Rollfreiheitsgrad wird die Rollgeschwindigkeit entsprechend Bild 8.44 durch w_{WY} über eine Integration beeinflußt. Da konstante Windgradienten nur kurzzeitig untersucht werden können (wegen des Gültigkeitsbereichs des Gleichungssystems) wird hier kein Stationärfall betrachtet. In der Praxis tritt w_{WY} beispielsweise beim Einflug in eine Wirbelschleife auf.

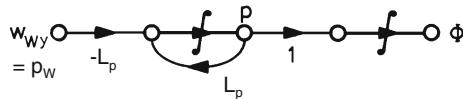


Bild 8.44 SFD des Rollfreiheitsgrades

8.5.5 Zusammenfassung

Die Grenzwerte für das Anfangs- und Endverhalten der Sprungantworten auf α_{Wk} , α_W und β_W geben grundsätzliche Hinweise auf das Störverhalten im Bereich hoher und sehr niedriger Böenfrequenzen. Auf Grund der genannten Einschränkungen sind die hier vorgestellten Zusammenhänge mit Vorsicht zu betrachten und in der nichtlinearen Simulation zu überprüfen. Vertiefende Untersuchungen hierzu finden sich in [/Hahn 88/](#) und [/König 88/](#).

Interessant ist schließlich ein Vergleich der Anfangsreaktion der Bahngrößen V_K und γ bei jeweils der gleichen Störung. Es ist nach *Schänzer 69/*

$$\left. \frac{V_0 \dot{y} / u_{Wk}}{\dot{V}_K / u_{Wk}} \right|_{t \rightarrow 0} = - \frac{Z_u}{X_u} \approx - \frac{C_{A0}}{C_{W0}} \quad (8.5.33)$$

$$\left. \frac{V_0 \dot{\gamma} / \alpha_w}{\dot{V}_K / \alpha_w} \right|_{t \rightarrow 0} = - \frac{Z_\alpha}{X_\alpha} \approx + \frac{C_{A\alpha} + C_{W0}}{C_{A0} - C_{W\alpha}} . \quad (8.5.34)$$

Diese Grenzwerte entsprechen dem Verhalten bei hohen Frequenzen. Das bedeutet daß die Vertikalbeschleunigung auf Grund von Böen bei hoher Frequenz i. allg. größer ist als die Horizontalbeschleunigung (bei u_{Wk} -Störung ist das Verhältnis proportional der Gleitzahl). Dieses Ergebnis entspricht der Erfahrung im Fluge. Andererseits ist

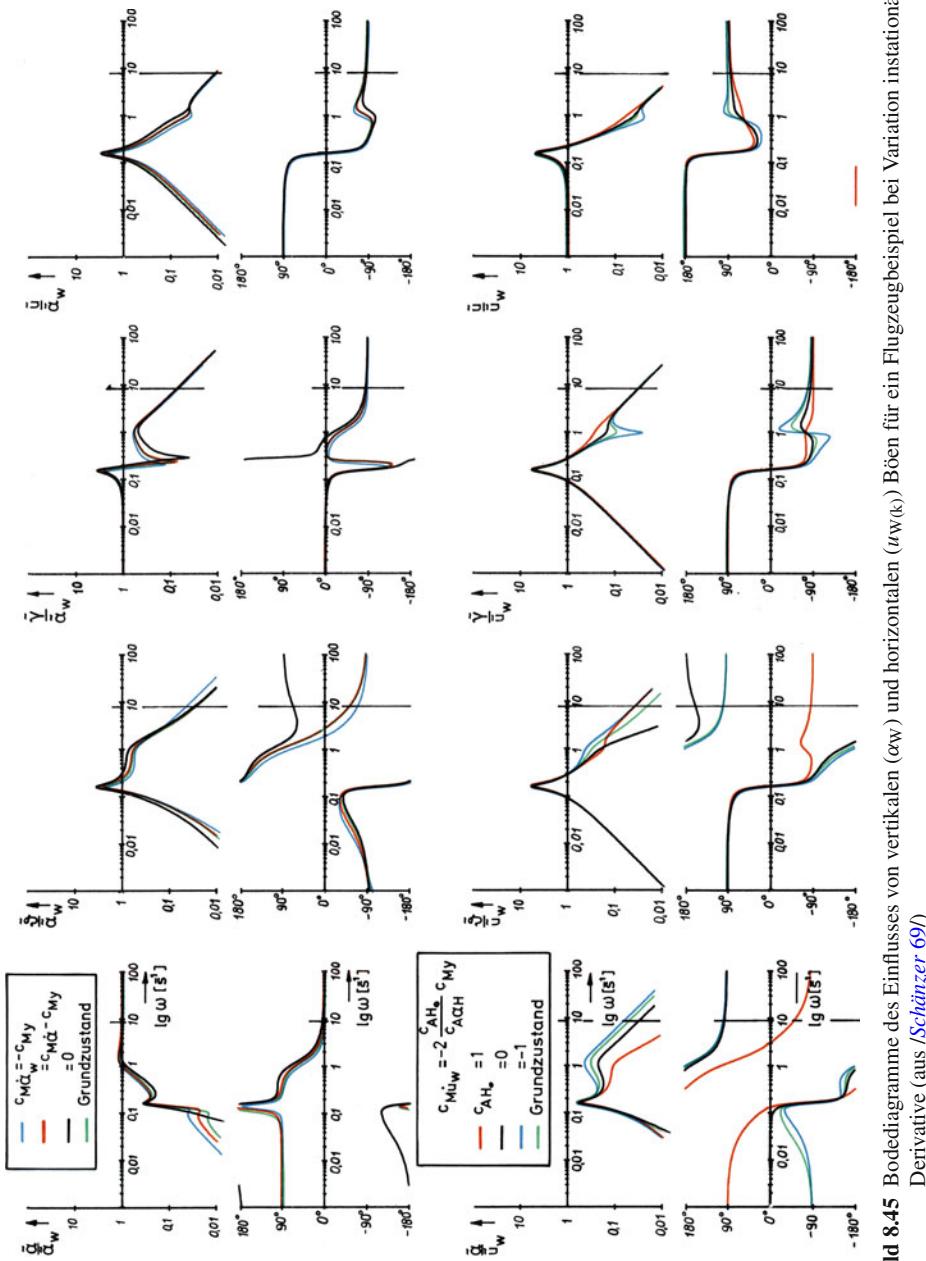
$$\left. \frac{\dot{V}/\alpha_W}{V_0 \dot{V}/u_{Wk}} \right|_{t \rightarrow 0} = \frac{Z_\alpha}{V_0 Z_u} \approx \frac{C_{A\alpha} + C_{W0}}{2C_{A0}} \quad (8.5.35)$$

$$\left. \frac{\dot{V}_K/(V_0 \alpha_W)}{\dot{V}_K/u_{Wk}} \right|_{t \rightarrow 0} = \frac{X_\alpha}{V_0 X_u} \approx - \frac{C_{A0} - C_{W\alpha}}{2C_{W0}} . \quad (8.5.36)$$

Hieraus folgt, daß α_w -Böen in der Anfangsreaktion (bzw. bei hoher Frequenz) eine wesentlich höhere Wirkung haben als u_{Wk} -Böen. Das darf aber nicht zu dem Schluß führen, u_{Wk} -Böen seien im gesamten Frequenzbereich von untergeordneter Bedeutung (vgl. [/Swolinsky 86/](#), [/Hahn 88/](#)).

Bild 8.45 zeigt Bodediagramme der Störeinflüsse α_W und $u_{W(k)}$, aus denen auch der Einfluß bei mittlerer Frequenz ersichtlich ist. Die Auswirkungen der unterschiedlichen Modellansätze für das instationäre Böen-Derivativ $C_{m\ddot{a}W}$ sind im Bild kaum unterscheidbar, sie werden aber auch für das grundsätzliche Verständnis nicht benötigt. Eine Diskussion dazu ist in [Schänzer 69](#) zu finden.

Die stärkste Amplitudenüberhöhung ist für alle Übertragungswege bei der Frequenz der Phygoide zu sehen. Ein zweites Maximum liegt bei der Frequenz der (hier



gut gedämpften) Anstellwinkelschwingung. Das bedeutet, daß eine gute Dämpfung der Flugzeugeigenbewegungen entscheidend zur Minderung des Böeneinflusses im mittleren und oberen Frequenzbereich beiträgt.

Im oberen Frequenzbereich, d. h. oberhalb der Anstellwinkelschwingung ($\omega \geq 1$ rad/s), fallen die Kurven mit der Steigung 20 bzw. 40 dB/Dekade ab. Allein die Amplitudengänge von α/ω und von $V_A/u_{W(k)}$ (letztere hier nicht gezeigt) streben auf den Grenzwert eins zu. Da Regler nur in einem begrenzten Frequenzbereich wirksam sein können, ist hier keine grundsätzliche Änderung möglich, sondern der Verlauf der Bodediagramme für hohe Frequenz ist die Asymptote des Bodediagramms für das geregelte System. Auch der Einfluß von Böen auf Horizontal- und Vertikalbeschleunigungen strebt mit wachsender Frequenz einem konstanten Wert zu und kann daher in diesem Bereich nicht unterdrückt werden.

Für den Entwurf von Reglern im Frequenzbereich über 10 rad/s, beispielsweise zur Lastminderung oder zur Unterdrückung von Flattern, sollten ohnehin Streckenmodelle für das elastische Flugzeug verwendet werden, die die Strukturdynamik und instationäre aerodynamische Effekte zusätzlich zu den flugmechanischen Starrkörperfreiheitsgraden berücksichtigen.

Literaturverzeichnis zu Kapitel 8

- Ackermann, J.: Abtastregelung, 3. Auflage. Springer, Berlin 1988.
- Brockhaus, R.: Über die Verkopplung und den Einfluß von Allpaßeigenschaften in speziellen Mehrgrößensystemen am Beispiel der Regelung der Flugzeuglängsbewegung im Landeanflug. Dissertation, TU Braunschweig 1967.
- Doetsch, K.H.: The time vector method for stability investigations. ARC R&M Nr. 2945, 1953.
- Etkin, B.: Dynamics of atmospheric flight. Wiley, London 1972.
- Föllinger, O.: Regelungstechnik. 10., durchgesehene Auflage, Hüthig, Heidelberg 2007.
- Föllinger, O.: Laplace-, Fourier- und z-Transformation. 9., durchgesehene Auflage, Hüthig, Heidelberg 2008.
- Föllinger, O.: Reduktion der Systemordnung. Z. Regelungstechnik 30, S. 367–377, 1982.
- Hahn, K.-U.: Beiträge zur Flugleistungsbestimmung beim Startsteigflug unter Berücksichtigung variabler Windeinflüsse. Dissertation, TU Braunschweig 1988.
- König, R.: Beiträge zur Erhöhung der Flugsicherheit in Windscherungen. Dissertation, TU Braunschweig 1988.
- Lunze, J.: Regelungstechnik 1 – Systemtheoretische Grundlagen, Analyse und Entwurf einschleifiger Regelungen. 5. Aufl., Springer, Berlin 2006.
- Lunze, J.: Regelungstechnik 2 – Mehrgrößensysteme, Digitale Regelung. 3. Aufl., Springer, Berlin 2005.
- McRuer, D.T., Ashkenas, I., Graham, D.: Aircraft dynamics and automatic control. Princeton University Press, Princeton, NJ 1973.
- Müller, K.: Ein Entwurfsverfahren für selbsteinstellende robuste Regelungen. Dissertation, TU Braunschweig 1991.
- Neumark, S.: Problems of longitudinal stability below minimum drag speed and theory of stability under constraint. ARC R&M No 2983, 1957.
- Press, W.H., Flannery, B.P., Teukolsky, S.A.: Numerical Recipies. Cambridge University Press, Cambridge 1986.
- Saksena, V.R., O'Reilly, J., Kokotovic, P.V.: Singular perturbations and time-scale methods in control theory, a survey. Z. Automatica 20, S. 273–293, 1984.

- Schänzer, G.: Einfluß von verkoppelten instationären Böenstörungen auf die Flugzeuglängsbewegung. Dissertation, TU Braunschweig 1969.
- Skogestad, S., Postlethwaite I.: Multivariable Feedback Control – Analysis and Design. 2nd Ed., Wiley, London 2005.
- Solodownikow, W.W.: Grundlagen der selbsttägigen Regelung. R. Oldenbourg, München 1959.
- Swolinsky, M.: Beiträge zur Modellierung von Scherwind für Gefährdungsuntersuchungen. Dissertation, TU Braunschweig 1986.
- Zurmühl, R., Falk, S.: Matrizen und ihre Anwendungen. Springer, Berlin 1984.
- Regelungstechnik und Steuerungstechnik – Begriffe zum Verhalten dynamischer Systeme. DIN 19226 Teil 2, Beuth Verlag GmbH, Berlin 1994.
 - Flying qualities of piloted aircraft. Department of Defense, Handbook MIL-STD-1797 (Revision A (Notice 3 – Reinstatement), USA, 24. Aug. 2004.

Kapitel 9

Meßverfahren und Sensoren

Die in der Flugregelung eingesetzten Meßgeber wurden ursprünglich von vorhandenen Fluginstrumenten (Anzeigegeräten wie Fahrtmesser, Wendezähler) oder von Navigationsgeräten (z. B. Kurskreisel, Funkempfänger) abgeleitet. Zur Gewinnung der Regelsignale werden in einfachen Fällen die Fluginstrumente selbst mit elektrischen Abgriffen versehen (Potentiometer, induktive Geber oder Synchros). In neueren Flugführungssystemen sind aber die Anzeigen weitgehend als Tochtergeräte ausgebildet, die von einer Meßzentrale (z. B. Luftwerterechner, Trägheitsplattform) versorgt werden, so daß die für den Regler nötigen elektrischen Signale schon vorliegen. Das gleiche gilt für die Ausgangssignale von Funkempfängern. Moderne Bordmeßsysteme sind dadurch gekennzeichnet, daß redundante Meßgeber über einen Datenbus ihre Signale an Meßzentralen weitergeben, die ihrerseits sowohl das Anzeigesystem im Cockpit als auch das Regelungs-, Navigations-, Flugplanungs- und Überwachungs-System versorgen.

Die Meßkette von der Detektion einer physikalischen Größe bis zur Verwendung des Meßwertes im Flugregelungssystem oder in einer Cockpitanzeige lässt sich in fünf Abschnitte unterteilen. Trotz einiger Überschneidungen sind diese Abschnitte charakterisiert durch unterschiedliche Aufgabenstellungen, verschiedene Technologien und typische Fehlerquellen.

1. Messung

Zur Bestimmung einer flugmechanischen Größe ist zunächst ein physikalischer Effekt zu finden, mit dem diese möglichst fehlerfrei meßbar ist (Beispiel: Änderung eines elektrischen Widerstandes zur Temperaturmessung). Ist die Größe selbst nicht meßbar, so ist eine Ersatzgröße zu finden, aus der diese zurückgerechnet werden kann (Beispiel: Fluggeschwindigkeit – Staudruck).

2. Wandlung

Der physikalische Effekt (z. B. Druck) ist zu wandeln in einen Ausschlag (Druckmeßdose), einen elektrischen Strom und evtl. in eine digitale Zahl. Diese Wandlung vollzieht sich häufig in mehreren Stufen (mechanisch – elektrisch – analog – digital) und enthält, soweit möglich, eine Kompensation von Nichtlinearitäten und Fehlereinflüssen (z. B. Temperatur) sowie eine Umrechnung in die gewünschte

Meßgröße. Messung und Wandlung stellen eine Steuerkette dar, bei der alle Fehler voll wirksam werden. Diese sind nur bei sorgfältiger Kalibrierung auf ein erträgliches Maß zu reduzieren.

3. Übertragung

Der Meßwert ist vom Meßort zum Regelungs-, Navigations- oder Anzeigesystem zu übertragen und dort evtl. zu speichern. Ältere Systeme benutzen Einzelleitungen für jede Übertragung und setzen z. T. sogar unterschiedliche Sensoren für Regelung, Navigation und Anzeige ein. Moderne Systeme arbeiten dagegen mit einem einzigen Datenbus (ARINC-Spezifikation) und sind durch eine Konzentration der Meßsysteme gekennzeichnet.

4. Konsolidierung

Der Meßwert wird vor der Weiterverarbeitung konsolidiert, d. h. auf seine Gültigkeit hin überprüft, von kurzzeitigen „Ausreißern“ befreit und zur Unterdrückung fehlerhafter Gleichanteile (*bias*) und Meßrauschen (*noise*) gefiltert.

5. Verarbeitung

Falls nicht schon im Meßgeber selbst geschehen, wird der Meßwert in die gewünschte flugmechanische Größe umgerechnet, evtl. durch Verwendung weiterer Meßgrößen (Beispiel: Machzahlbestimmung aus Staudruck, statischem Druck und Temperatur). Hierzu werden vielfach Spezialrechner eingesetzt, z. B. Flugwerterechner (*air data computer, ADC*) oder Trägheitssysteme (*inertial reference system, IRS*).

Die Behandlung dieser fünf Meßkettenglieder in der einschlägigen Literatur soll und kann hier nicht wiederholt werden. Einige Lehrbücher sind in den Literaturhinweisen aufgeführt. Besonders wichtig für flugtechnische Anwendungen sind die AGARDografen und AGARD-Conference-Procedings, die zu jedem Spezialgebiet ausführliche Information vermitteln.

Es werden hier nur die Abschnitte 1 und 2 der Meßkette behandelt. Die Abschnitte 3 bis 5 werden nur in Einzelfällen angesprochen, ebenso werden Fragen der eingesetzten Technologie beiseite gelassen. Das breite Feld der Ausgestaltung und Technologie der Anzeigen wird in [Kap.18.1](#) nur kurz angesprochen.

Die vorliegende Darstellung hat als wesentliches Ziel, den Regelungstechniker auf Probleme aufmerksam zu machen, die mit der Messung zusammenhängen. Sie muß sich auf allgemeine Hinweise beschränken und stellt in aller Kürze dar, welche Größen gemessen werden können, nach welchen Prinzipien sie gemessen werden und welche Art von Meßfehlern zu erwarten sind. Dadurch soll auch insbesondere ein Zusammenhang hergestellt werden zwischen den in [Kap.2](#) definierten und

in [Kap.5](#) und [7](#) als Bewegungsgrößen eingeführten Größen und den im Flugzeug meßbaren Größen.

Die Literatur zur Flugmechanik wird i. allg. unter dem Blickwinkel der Mechanik (Bewegungsgrößen) und die Literatur zur Flugmeßtechnik und Navigation überwiegend unter Gesichtspunkten der Nachrichten- und Datentechnik („Avionik“) geschrieben. Daher sind die Verbindungen zwischen beiden Gebieten unterentwickelt. Das wird u. a. auch an den Normen [/DIN 9300 90/](#) und [/DIN13312 05/](#) deutlich, die kaum eine Beziehung zueinander haben. Um dem Regelungstechniker, der ja im Grenzgebiet zwischen beiden lebt, die Orientierung zu erleichtern und ihn vor unnötigen Fehlern zu bewahren, wird hier das Ziel verfolgt, die Definition von Gleichungsgrößen und Meßgrößen in klare Beziehung zueinander zu setzen.

Da die Meßgrößen überwiegend aus der Drehung und Verschiebung von Koordinatensystemen zueinander bestehen, ist es wichtig, genau zu wissen, welche Größe in welchem Koordinatensystem gemessen wird (Beispiel: Drehgeschwindigkeit des Flugzeugs gegenüber dem Inertialraum in einem durch den Einbau des Kreisels festgelegten, flugzeugfesten Koordinatensystem). Die Korrektur bekannter Einbaufehler wurde in [Kap.2.6](#) angesprochen. Eine große Zahl von Meßfehlern ist auf die Unkenntnis der genauen Sensorposition oder deren unzureichende Modellierung zurückzuführen.

In der Flugmeßtechnik werden selbstverständlich die gleichen physikalischen Effekte wie auch in anderen Bereichen der Meßtechnik verwendet. Trotzdem unterscheidet sich die eingesetzte Technologie vielfach auf Grund der unterschiedlichen Anforderungen. Die Besonderheiten der Flugmeßtechnik sind dadurch gegeben, daß eine Fahrzeuggbewegung in sechs Freiheitsgraden im bewegten Luftfeld zu messen ist, daß diese Messung überwiegend an Bord des bewegten Fahrzeugs unter Einfluß von Beschleunigung, Vibration und Klima in einem sehr großen Temperaturbereich bei möglichst geringem Gewicht und Energieverbrauch durchzuführen ist, und daß schließlich sehr hohe Anforderungen an die Sicherheit der Meßinformation zu stellen sind.

Die große Zahl von Meßverfahren wird hier wie folgt geordnet:

1. strömungsmechanische Größen ($V_A, \alpha, \beta, H, \dot{H}$),
2. Inertialgrößen ($\bar{\Omega}, \underline{\Phi}, \bar{V}_K, \vec{s}$),
3. Azimutmessung (Ψ , Erdmagnetfeld),
4. funktechnische Meßverfahren ($H, V_K, R, \varepsilon, \rho$) zur Positionsbestimmung.

Mit wenigen Ausnahmen entspricht diese Einteilung auch den Gruppen der in [Kap.5](#) und [7](#) definierten Größen, wie sie in Bild [9.1](#) noch einmal zusammengestellt sind. Abschließend werden in diesem Kapitel einige Beispiele zur Filterung von Meßsignalen gegeben.

Grundlagen und Anwendungen zu Meßverfahren und Sensoren sind in [/Abbeink Ti 87/](#), [/Bauss 63/](#), [/Ferrel 80/](#), [/Pool Bo 89/](#), und [/Trenkle Re 73/](#) zu finden.

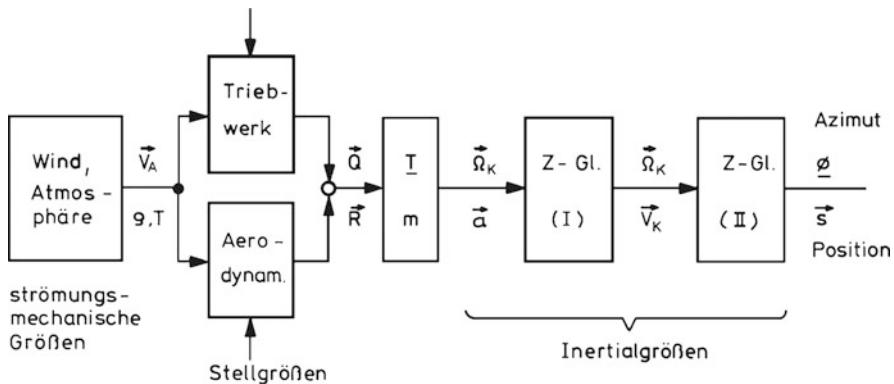


Bild 9.1 Klassifizierung der Meßgrößen

9.1 Meßbarkeit von Zustands- und Ausgangsgrößen

In Kap. 5 und 7 wurden die Zustandsgrößen so gewählt, daß die Gleichungen möglichst einfach aufgebaut sind und die größtmögliche Nähe zur Physik beibehalten wird. Die regelungstechnisch relevanten Größen ergeben sich daraus z. T. als Zustands- und z. T. als Ausgangsgrößen.

9.1.1 Aufstellung meßbarer Größen

Bei der Verwendung der im Flugzeug für Regelungszwecke meßbaren Größen sind folgende Gruppen zu unterscheiden:

direkt meßbare Größen

- Zustände der Atmosphäre (Druck- und Temperatur),
- Beschleunigungskomponenten (genauer: spezifische Kräfte),
- Komponenten der Winkelgeschwindigkeit (Winkelgeschwindigkeitskreisel),
- Lagewinkel (Lagekreisel),
- Azimut (Magnetkompaß),
- Bahngeschwindigkeit (Dopplerverfahren),
- Anströmwinkel (Windfahnen, Drucksonden),
- Entfernung (Laufzeitmessung),
- Position (Funkpeilung u. a.).

indirekt meßbare Größen

- Winkelbeschleunigung (Beschleunigungsdifferenz),
- Flug-(Anström-)geschwindigkeit (Staudruck),
- Machzahl (Druck- und Temperaturmessung),

- barometrische Höhe (Druckmessung),
- Vektor von Bahngeschwindigkeit und Position (Trägheitssysteme).

Die folgenden Größen können nur unter erheblichem Meß-, Rechen- und Modellierungsaufwand und meist nicht mit ausreichender Genauigkeit im Fluge bestimmt werden:

- Windgradienten,
- Vektor der Windgeschwindigkeit,
- Momentenvektor \vec{Q} , und Kraftvektor \vec{R} ,
- Flugzeugmasse, Trägheitsmomente,
- flugzeugfeste Komponenten der Bahngeschwindigkeit.

Die Ungenauigkeit röhrt daher, daß kleine Differenzen großer Größen gebildet werden müssen (Beispiel: Windberechnung aus Flug- und Bahngeschwindigkeit) oder daß Umrechnungsparameter ungenau bekannt sind (Beispiel: Kraft aus Beschleunigungsmessung bei variabler Flugzeugmasse). Eines der gravierendsten Probleme ist dabei die Höhenmessung. Während die barometrische Messung eine vom Zustand der Atmosphäre abhängige Druckhöhe liefert, ist die Radarhöhenmessung auf Höhen unterhalb 2 500 ft (750 m) beschränkt. Trägheitsnavigationssysteme sind in ihrem Höhenkanal instabil und liefern im Flugverkehr nur bei (barometrischer) Stützung ein verwertbares Höhensignal.

9.1.2 Meßfehler

Es wird hier in einer Übersicht auf die zu erwartenden Meßfehler hingewiesen. Dabei werden stichwortartig die methodischen Fehlerursachen aufgeführt und den Abschnitten der Meßkette zugeordnet, ohne daß auf Einzeleinflüsse eingegangen werden kann.

Fehler aus dem Meßprinzip

- Zwischen physikalischer Größe und Meßgröße besteht ein nicht genau erfassbarer, evtl. nichtlinearer Zusammenhang. Beispiel: Zusammenhang zwischen Druck und Höhe über den Atmosphärenzustand, ersatzweise über die Normatmosphäre.
- Es wird nur eine lokale Größe erfaßt; diese ist stark vom Meßort und vom Flugzustand abhängig. Beispiele: Beschleunigungsmessung bei wanderndem Schwerpunkt, Druckmessung am Flugzeugrumpf (*position error*).
- Die lokale Meßgröße ist von der Flugzeuggbewegung abhängig. Beispiel: Eine Fahrtmessung am Höhenleitwerk wird durch die Nickgeschwindigkeit beeinflußt; die gemessene Komponente des Erdmagnetfeldes ist von der Fluglage abhängig.
- Die Meßgröße wird durch das Flugzeug in nicht genau bekannter Weise gestört. Beispiele: Druckmessung am Flugzeugrumpf abhängig vom aktuellen

Strömungsfeld; Deviation des Erdmagnetfeldes durch Eisenteile und elektrische Geräte.

- Die Meßgröße wird durch die Umgebung gestört. Beispiele: Beeinflussung der Radarmessung durch die Bodenbeschaffenheit, Reflexion des ILS-Feldes an Flughafengebäuden, Mehrwegeausbreitung von Funksignalen, Einfluß der Atmosphäre auf Laufzeitmessungen, z. B. beim GPS.

Eine Korrektur dieser Meßfehler erfordert eine aufwendige Kalibrierung, z. T. im Fluge. Diese ist wegen nicht genau bekannter und zeitlich veränderlicher Einflüsse nur begrenzt möglich.

Fehler aus dem Gerätprinzip

- Der Zusammenhang zwischen physikalischer Größe und gemessener Ersatzgröße ist ungenügend bekannt. Beispiel: Der Zusammenhang zwischen der Auslenkung einer Membrandose und dem Druck unterliegt Hysterese- und Temperatureinflüssen.
- Die Wandlung ist Einflüssen von Reibung, Elastizität, Unwucht usw. unterworfen. Beispiel: Drift und Notwendigkeit der Stützung von freien Kreiseln.
- Die Meßebene (-richtung) wird durch den Ausschlag des Sensors (beim Winkelgeschwindigkeitskreisel) oder durch elastische Verformung des Flugzeugs (Beschleunigungsmesser, Windfahnen) verändert.
- Die Meßebene ist infolge Ausrichtung des Sensors nach dem Lot (Stützung) beschleunigungsabhängig. Beispiele: Beschleunigungsfehler von gestützten Kreiseln und beim Induktionskompaß (*fluxvalve*).
- Die dynamischen Eigenschaften des Sensors bewirken eine zeitliche Verschiebung bzw. Verfälschung der Messung. Beispiele: Verzögerung der Druckmessung durch lange Druckleitungen, Schwingungsverhalten von Beschleunigungsmessern (abgekürzt B-Messer) und Wendekreiseln (abgekürzt W-Kreisel), schwache Dämpfung von Windfahnen.
- Der Meßbereich des Sensors ist zu groß (Genauigkeitsverlust) oder zu klein (Überschreiten des Meßbereichs, nichtlineare Verfälschung).

Diese Fehler können dadurch reduziert werden, daß durch Kompensationsverfahren der Ausschlag des Sensors minimiert wird (W-Kreisel, Druckdose) oder daß der Sensor gestützt (z. B. nach dem Lot ausgerichtet) wird; hierdurch entstehen allerdings neue Fehler (s. o.). Die Bandbreite von Sensoren ist nach Möglichkeit so weit zu erhöhen, daß dynamische Einflüsse vernachlässigbar werden, der Meßbereich ist je nach der Flugaufgabe geeignet zu wählen.

Fehler aus Meßwertübertragung und -verarbeitung

- Einstreuung von Störsignalen,
- relative Zeitverschiebung, sowie begrenzte Wortlänge bei digitaler Übertragung,
- zu geringe Abtastrate,

- ungenaue Integration und Differentiation bei der Weiterverarbeitung,
- Begrenzung des Frequenzbereichs durch Filterung des Meßrauschen.

Diese Fehler treten in allen Meßsystemen auf. Ihre Auswirkung muß durch sorgfältige Auslegung der Signal- und Datenverarbeitung auf ein Mindestmaß reduziert werden.

Fehler aus Filterung und Konsolidierung

- Die Modelle der Meßdynamik und der Meßfehler sind ungenügend bekannt, die Korrektur ist daher fehlerbehaftet.
- Statische Meßfehler wie Gleichanteil (*bias*) und Kennliniensteilheit verändern sich und können nur in größeren Zeitabständen überprüft und korrigiert werden.
- Bei der Berechnung flugmechanischer Größen (z. B. der Fluggeschwindigkeit) aus Rohdaten werden Näherungsansätze verwendet oder die Umrechnungsparameter sind nur ungenau bekannt.

Die Behebung dieser Fehler erfordert einen sehr hohen Aufwand an Modellierung und damit auch Identifizierung. Ein besonderes Problem stellt die Tatsache dar, daß in Empfängern und Meßzentralen die Rohdaten vorverarbeitet werden und i. allg. nur die Ausgangsdaten zugänglich sind. Das ist bei Funkempfängern, Trägheitssystemen und GPS-Empfängern der Fall. Zunächst ist hinderlich, daß Rohdaten und Zwischenergebnisse, die für das Flugregelungssystem wichtig wären, nicht zugänglich sind. Das gilt z. B. für die Drehgeschwindigkeit, Lagewinkel und Bahngeschwindigkeit in manchen Trägheitsnavigationssystemen oder für die Horizontalpeilung in VOR-Empfängern. Weiterhin sind die im Gerät vorgenommene Kompensation, Filterung und Umrechnung häufig unbekannt, so daß eine nachträgliche Korrektur unmöglich ist. Eine Erhöhung der Genauigkeit ist nur bei genauer Kenntnis der internen Vorverarbeitung möglich; i. allg. ist es allerdings sinnvoller, auf die Originalmeßwerte zurückzugreifen und einen neuen Ansatz für die Filterung und Konsolidierung zu machen.

9.1.3 Meßdynamik

Jeder Meßwert wird mit einer – häufig sehr kleinen – Meßverzögerung gewonnen. Manche Sensoren haben ein ausgeprägtes Eigenverhalten, da sie als Feder-Masse-System selbst schwingungsfähig sind, wie B-Messer, W-Kreisel und Windfahnen (vgl. Tabelle 9.1). Meßverfahren, die auf Druckmessung beruhen, beinhalten eine Verzögerung erster Ordnung, deren Zeitkonstante von Leitungslänge und Füllvolumen abhängt. Andere Sensoren wieder liefern Meßwerte praktisch unverzögert. Das ist z. B. bei Lagekreiseln der Fall, bei denen die Winkel einer im Raum feststehenden tragen Masse gegenüber dem flugzeugfesten Gehäuse gemessen werden. Bei funktechnischen Meßverfahren treten Laufzeiten auf, die zwischen einigen

Tabelle 9.1 Übertragungsverhalten von Meßgebern (Beispiele)

Fahrtmesser		$T = 0,2 \text{ bis } 0,5 \text{ s}$
Höhenmesser	$\frac{K}{1 + Ts}$	$T = 0,3 \text{ bis } 1,0 \text{ s}$
Variometer		$T = 0,5 \text{ bis } 2,0 \text{ s}$
Beschleunigungsmesser		$\omega_0 \approx 120 \text{ bis } 300 \text{ 1/s}$ $D \approx 0,7 \text{ bis } 1,0$
Mechanische Winkelgeschwindigkeitskreisel	$\frac{K\omega_0^2}{\omega_0^2 + 2D\omega_0s + s^2}$	$\omega_0 \approx 60 \text{ bis } 180 \text{ 1/s}$ $D \approx 0,7 \text{ bis } 1,0$
Windfahnen-Anstellwinkelmesser		$\omega_0 \approx 30 \text{ bis } 120 \text{ 1/s}$ $D \approx 0,05 \text{ bis } 0,2$

Millisekunden bis zu Sekunden betragen können. Darüber hinaus sind die Verzögerungszeiten zu berücksichtigen, die bei der Wandlung, Abtastung, Übertragung, Filterung und Verarbeitung der Meßwerte auftreten.

Die Ausführung der Meßgeräte ist so vielfältig und von ihrer Güteklaasse und der technologischen Entwicklung abhängig, daß hier keine detaillierten Angaben gemacht werden können. Man begnügt sich daher mit der Aufforderung an den Regelungstechniker, stets vorab zu prüfen, wie weit das dynamische Verhalten des Meßgebers den Regelungsvorgang beeinflußt oder ob es beim Reglerentwurf vernachlässigt werden kann. Das ist allerdings meistens der Fall, da die Zeitkonstanten der Meßgeber klein sind gegenüber denen der Regelstrecke. Wenn die Bandbreite der von der Flugbewegung (Flugzeug als starrer Körper) übertragenen Signale kleiner als 1 Hz ist, kann das Übertragungsverhalten eines Meßgebers dann vernachlässigt werden, wenn sein Phasenverlust bei 1 Hz nur wenige Grad beträgt. Spielen allerdings bei der Messung die elastischen Freiheitsgrade des Flugzeugs eine Rolle, so ist eine wesentlich höhere Bandbreite nötig.

9.1.4 Sicherheitsaspekte

Das weite Gebiet der Sicherheit von Meßinformation und der Korrektur von Sensorsausfällen mit Hilfe von Redundanz kann hier nur kurz gestreift werden. Neben den schon erwähnten Sensor- und Übertragungsfehlern können weitere Einflüsse zur Verfälschung oder zum Ausfall von Meßinformation führen. Folgende Ursachen seien hier beispielhaft erwähnt:

- Beeinträchtigung der außen am Flugzeug angebrachten Sensoren (insbesondere zur Messung strömungsmechanischer Größen) durch Regen, hohe Luftfeuchtigkeit, Verschmutzung, Beschädigung der Sensoren durch menschlichen Eingriff und insbesondere durch Vereisung.
- Beeinträchtigung der Sensorfunktion durch extreme Temperaturen (z. B. triebwerksinterne Sensoren). Auch die Beheizung der Sensoren gegen Vereisung kann diesen Effekt haben.

- Fehlfunktion von Sensoren durch unterschiedlichste Einflüsse. Beispiel: Reduzierung der Drehzahl von Kreiseln oder sogar deren falsche Laufrichtung. (Letzteres führte bei einem Flugzeugexperiment mit Flugreglern zu Instabilität und zum Verlust des Flugzeugs.)
- Zeitweiliger Ausfall eines Funksignals durch Abschaltung der Bordantenne, abhängig von der Flugzeuglage. Beispiel: Abschaltung einzelner Satelliten beim GPS-Empfang.
- Ausfall von Empfängern oder Rechnern infolge Ausfalls der Stromversorgung.
- Ausfall durch Leitungsunterbrechung (meist sind hierfür Steckverbindungen oder schlechte Lötstellen verantwortlich), Ausfall durch Kurzschluß.
- Starke Einstreuung elektromagnetischer Felder, insbesondere beim Einschalten von Bordgeräten (Umformer, elektrische Stellantriebe).
- Langsame Verschlechterung der Sensorfunktion infolge Materialermüdung, Alterung und Verschmutzung.

Diese und andere Ursachen bewirken, daß der Meßwert entweder ausbleibt, langsam auswandert (driftet), von großen Störsignalen überlagert wird oder an seinem Maximalwert verharrt. Da das Ausfallen insbesondere bei elektrischen Geräten meist regellosen Charakter hat oder die deterministischen Ursachen nicht erfaßbar sind, bedient man sich zu seiner Vorhersage der Wahrscheinlichkeitsrechnung (Zuverlässigkeitstheorie). Aussagen zur Ausfallrate oder deren Kehrwert „*mean time between failures*“ (MTBF) haben daher rein statistischen Charakter und sind eine Funktion der zu Grunde gelegten Annahmen (z.B. Ausschluß des gleichzeitigen Auftretens zweier Fehler). Sie sind daher mit großer Vorsicht zu behandeln.

Die in Flugregelungssystemen anzutreffenden Maßnahmen zur Fehlerreduzierung sind sehr vielfältig. Sie lassen sich grob wie folgt klassifizieren:

Fehlererkennung

Der erste Schritt besteht darin, überhaupt festzustellen, daß ein Fehler oder Sensorausfall vorliegt. Hierzu seien folgende Möglichkeiten genannt:

- Plausibilitätstest (z. B. Prüfen von Polarität, Wertebereich),
- Erkennen von Extremwerten (Nullsignal, Maximalsignal), von Drift oder kurzzeitigen Ausreißern,
- Vergleich mit einem gleichartigen Sensor (Redundanz),
- Vergleich mit einem andersartigen Sensor (z. B. Vergleich der Geschwindigkeit mit integrierter Beschleunigung),
- Vergleich mit Schätzwerten (Beobachter, Kalman-Filter).

Fehlerlokalisierung

Werden zwei gleichartige Sensoren miteinander verglichen, so kann bei einem Ausfall nicht unterschieden werden, welcher der beiden Sensoren fehlerbehaftet ist. Das ist erst bei einer Verdreifachung durch Mehrheitsentscheid möglich (2 aus 3-Auswahl). In extrem sicherheitskritischen Bereichen wird eine vierfache oder

sogar fünffache Redundanz eingesetzt, so daß eine Fehlerlokalisierung selbst nach mehreren Ausfällen möglich wird.

Bei zusammengesetzten Systemen ist beim Ausfall eines Ausgangssignals die Fehlerursache nicht unmittelbar klar. Es ist also festzustellen, in welchem Sensor der Fehler aufgetreten ist, oder ob es sich um einen Fehler in der Meßwertübertragung oder Signalverarbeitung (Rechner) handelt. Hierzu werden u. a. kombinierte Verfahren der Zustandsschätzung und Mustererkennung eingesetzt /[Dunkel 92/](#).

Fehlerbeseitigung

Ist die Fehlerursache lokalisiert, so muß sie beseitigt werden. Kann sie dagegen nicht lokalisiert werden, so ist ihr Einfluß abzumindern. Hierzu sind u. a. folgende Maßnahmen gebräuchlich:

- Bildung des Mittelwertes, z. B. aus den Signalen mehrerer Temperaturfühler.
- Ersatzloses Abschalten des Sensors, Verzicht auf die entsprechende Information und Fortsetzung des Betriebs auf einer evtl. niedrigeren Leistungsstufe. Beispiel: Landung unter einer niedrigeren Kategorie nach Ausfall des Radarhöhenmessers.
- Ersatz durch einen gleichartigen oder andersartigen Sensor (dissimilare Redundanz). Beispiel: Ersatz eines Lagekreiselsignals durch ein pseudo-integriertes Wendekreiselsignal, Überbrückung des kurzzeitigen Ausfalls der GPS-Information durch INS.
- Ersatz durch ein Signal, das aus anderen Messungen geschätzt wurde (analytische Redundanz) Beispiel: Schätzung strömungsmechanischer Größen aus Inertialgrößen.

Diese knappen Ausführungen erheben weder einen Anspruch auf Vollständigkeit noch sollen Lösungswege in unzulässiger Weise vereinfacht werden. Sie sollen nur auf die Existenz dieser Probleme und auf einige Lösungsansätze aufmerksam machen. Die Konzeption und Realisierung „fehlertoleranter Meßsysteme“ hat große Bedeutung für die Auslegung zuverlässiger Flugregelungssysteme.

9.2 Strömungsmechanische Größen

Die Geber für die Luftwerte barometrische Höhe, Vertikalgeschwindigkeit, Fahrt und Machzahl beruhen auf dem Prinzip der Druckmessung entweder mittels Membrandosen, vgl. Bild [9.2](#), oder durch Messung der druckabhängigen Resonanzfrequenz eines mechanischen Schwingers /[Collinson 03/](#). Es werden also jeweils Ersatzgrößen gemessen, die auf die oben genannten Größen umgerechnet werden müssen. Für eine genaue Rechnung ist zusätzlich die Kenntnis der Umgebungstemperatur nötig. Aus diesem Grunde wird die Rechnung auf die Internationale Normatmosphäre (INA) bezogen, mit der ein mittlerer Temperatur- und Dichteveverlauf über der Höhe festgelegt wurde, vgl. [Anhang A.3](#). Hierdurch ergeben sich bei der Bestimmung der Höhe systematische Fehler. Weitere Fehler entstehen durch Hysterese- und Temperatureinflüsse an den Membrandosen (nicht-ideale Federeigenschaften)

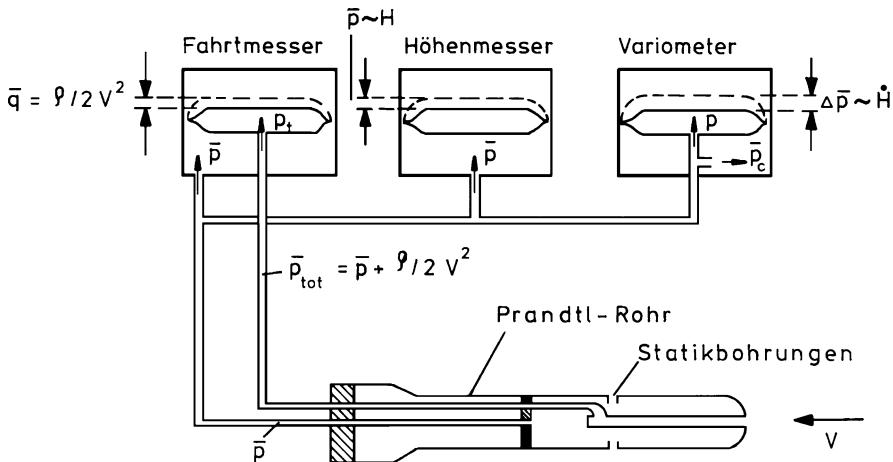


Bild 9.2 Meßprinzip für Fahrt, Höhe und Vertikalgeschwindigkeit

sowie durch Signalumformung. Da über z. T. lange Druckleitungen Volumina aufgefüllt werden müssen, sind Zeitverzögerungen bei der Messung nicht zu vermeiden, vgl. Tabelle 9.1.

Die Messung ist außerdem nur dann exakt, wenn Staudruck und statischer Druck in der vom Flugzeug ungestörten Strömung gemessen werden. Für Versuchsflugzeuge bedient man sich dazu eines sogenannten Bugmastes oder einer Schleppsonde, in allen anderen Fällen müssen Stellen an der Flugzeugzelle gefunden werden, wo eine einigermaßen einwandfreie Messung möglich ist. Dabei bleibt aber besonders für den statischen Druck ein flugzustandsabhängiger Einbaufehler (*position error*) übrig, der durch Eichung kompensiert werden muß. Der Einfluß unsymmetrischer Anströmung (Schiebewinkelfehler) wird durch paarweise symmetrische Anordnung der Meßsonden links und rechts am Flugzeugrumpf abgemindert.

9.2.1 Barometrische Höhe

Das Meßprinzip beruht auf folgender Beziehung zwischen statischem Druck und Höhe, der die Normatmosphäre zugrunde gelegt wird

$$H = \frac{T_0}{\tau} \left[\left(\frac{\bar{p}}{\bar{p}_0} \right)^{\frac{-\tau R}{g}} - 1 \right] \quad (9.2.1)$$

mit $\tau = dT/dH = -6,5^\circ/\text{km}$; $R = 287,05287 \text{ J K}^{-1}\text{kg}^{-1}$, spezifische Gaskonstante; $\bar{p}_0 = 101325 \text{ Pa}$, stat. Druck bei NN (Normal Null); $T_0 = 288,15 \text{ K}$, Standardtemperatur bei NN (15°C).

Wie aus Bild 9.2 zu ersehen ist, wird der statische Umgebungsdruck \bar{p} dem geschlossenen Gehäuse des Höhenmessers zugeführt und die Ausdehnung einer

evakuierten Membrandose abgetastet. Dieser Ausschlag wird in ein elektrisches Signal umgeformt.

Um eine genaue Höhenstaffelung der Flugzeuge zu ermöglichen, wird im Reiseflug \bar{p}_0 auf den Normwert 1013,25 hPa eingestellt (QNE- oder Standardeinstellung). Dann haben alle Höhenmesser in einem Luftraum den gleichen methodischen Fehler. In Flughafennähe, wo es auf die Kenntnis des Bodenabstandes ankommt, wird \bar{p}_0 auf den auf NN (Normalnull, *mean sea level*) zurückgerechneten derzeitigen örtlichen Bodendruck eingestellt, so daß ein idealer Höhenmesser am Boden die Höhe des Flugplatzes über NN anzeigt (QNH-Einstellung – *sea level pressure*). Bei Segelflugzeugen wird häufig auch der Höhenmesser vor dem Start auf null abgeglichen, so daß die Flugplatzhöhe der Referenzwert ist (QFE-Einstellung, *field elevation pressure*).

Angezeigt wird aber jeweils nicht die absolute Höhe über Grund (*height*), sondern die Druckhöhe (*altitude*) über NN. Eine Höhenregelung mit Hilfe dieser Meßgröße bewirkt also ein Fliegen in einer Fläche konstanten Drucks. Der Fehler der barometrischen Höhenmessung beträgt in Bodennähe bis zu 25 m. Wegen des abfallenden Druckgradienten steigt der zugelassene Fehler mit zunehmender Höhe um 3 m pro 300 m Höhe an. Auf Grund dieses prinzipiellen Fehlers muß man in Bodennähe (z. B. bei der Landung) auf den Radarhöhenmesser übergehen, der die Höhe über Grund ermittelt.

9.2.2 Vertikalgeschwindigkeit

Da der örtliche statische Druck, abgesehen von wetterbedingten Einflüssen, nur von der Höhe (Temperatur- und Dichteverlauf) und nicht von der stationären örtlichen Luftströmung (z. B. Aufwind) abhängt, wird mit der zeitlichen Änderung des statischen Drucks eine absolute Höhenänderung (*vertical speed, rate of climb*) gemessen und nicht etwa die Relativgeschwindigkeit zur umgebenden Luft. Es gilt:

$$\frac{dH}{dt} = -\frac{1}{g\rho} \frac{dp}{dt} = -w_{Kg}. \quad (9.2.2)$$

Die zeitliche Druckänderung wird als Differenz $\Delta\bar{p}$ zwischen Doseninnerem und Gehäuse des Variometers gemessen, vgl. Bild 9.2. Der Membrandose wird der statische Druck \bar{p} direkt zugeführt, während der Gehäuseinnendruck (Ausgleichsgefäß) über eine Düse bzw. Kapillare verzögert nachgeführt wird. Die Düse ist dabei so ausgelegt, daß ein guter Kompromiß zwischen Meßempfindlichkeit und Meßverzögerung erreicht wird. Die Abhängigkeit des Ausgleichsvorgangs von Temperatur und Dichte (Viskosität der Luft) kann ausreichend kompensiert werden, die Zeitverzögerung steigt allerdings mit zunehmender Höhe stark an. Die Meßgenauigkeit reicht für eine Anzeige aus, im allgemeinen aber nicht für Zwecke der Regelung. Deswegen wird häufig eine Differentiation des Höhensignals vorgezogen, evtl. mit komplementärer Filterung, vgl. Kap.9.7.2.

9.2.3 Fahrt und Machzahl

Meßgröße ist der Staudruck \bar{q} , die Differenz zwischen dem am Staupunkt eines Körpers herrschenden Gesamtdruck \bar{p}_t und dem statischen Druck \bar{p} , vgl. Bild 9.2. Diese Differenz wird gebildet, indem \bar{p}_t dem Inneren der Membrandose und \bar{p} dem geschlossenen Gehäuse des Fahrtmessers zugeführt wird. Die Membranauslenkung ist (bei linearer Kennlinie) dem Staudruck direkt proportional. Dieser ist wiederum bei inkompressibler Strömung dem Quadrat der Anströmgeschwindigkeit proportional (Bernoulli-Gleichung)

$$\bar{q} = \bar{p}_t - \bar{p} = \frac{\rho}{2} V_A^2. \quad (9.2.3)$$

Die wahre Geschwindigkeit gegenüber der Atmosphäre (*true airspeed*, TAS) ist somit

$$V_{\text{TAS}} = V_A = \sqrt{2 \frac{\bar{p}_t - \bar{p}}{\rho}}. \quad (9.2.4)$$

Dazu ist eine Bestimmung der Luftdichte ρ über eine Temperaturmessung erforderlich. Verwendet man die Standarddichte auf Meereshöhe (NN) ρ_0 , so erhält man die äquivalente Fahrt (*equivalent airspeed*, EAS)

$$V_{\text{EAS}} = \sqrt{2 \frac{\bar{p}_t - \bar{p}}{\rho_0}} = V_{\text{TAS}} \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}} \sim \sqrt{\bar{q}} \quad \text{mit } \rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3. \quad (9.2.5)$$

Diese Größe ist der Wurzel aus dem Staudruck proportional. Sie ist maßgebend für die aerodynamischen Kräfte und damit für die Begrenzung des Flugbereichs.

Bei hoher Fluggeschwindigkeit ($M > 0,3$) ist die Kompressibilität der Luft zu berücksichtigen. Die Bernoulli-Gleichung bei veränderlicher Dichte führt dann auf [/Wuest 80/](#)

$$V_{\text{TAS}} = \sqrt{2 \frac{\kappa}{\kappa - 1} \frac{\bar{p}}{\rho} \left\{ \left(1 + \frac{\bar{p}_t - \bar{p}}{\bar{p}} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} - 1 \right\}}. \quad (9.2.6)$$

Die Geschwindigkeit ist also eine Funktion der Messung von $(\bar{p}_t - \bar{p})$ mit dem Prandtl-Rohr (*pitot static tube*), dem statischen Druck \bar{p} und der Dichte ρ , κ ist der Isentropenexponent. Aus der wahren Fluggeschwindigkeit lässt sich bei Kenntnis der Windgeschwindigkeit V_W die wahre Grund-Geschwindigkeit $V_K \cos \gamma$ (*ground speed*) bestimmen. V_{TAS} wird daher in Navigationssystemen eingesetzt. Verwendet man für den statischen Druck und die Dichte die Referenzwerte in NN ($\bar{p} = \bar{p}_0 = 101\,325 \text{ N/m}^2$, $\rho = \rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$) so erhält man die angezeigte Fluggeschwindigkeit (*indicated airspeed*, IAS). Nach Korrektur für den Einbaufehler (*position error*) ergibt sich daraus die *calibrated airspeed* (CAS), die

Tabelle 9.2 Geschwindigkeitsdefinitionen \bar{p}_0 , $\bar{\rho}_0$, Referenzwerte für NN, 15°C

Geschwindigkeit		Druck	Korrektur Einbaufehler
		\bar{p}	$\bar{\rho}$
Indicated Airspeed	IAS	\bar{p}_0	$\bar{\rho}_0$
Calibrated Airspeed	CAS	\bar{p}_0	ja
Equivalent Airspeed	EAS	\bar{p}	ja
True Airspeed	TAS	\bar{p}	ja

in Meereshöhe (unter Standardbedingungen) mit der wahren Fluggeschwindigkeit übereinstimmt. Tabelle 9.2 zeigt die Geschwindigkeitsdefinitionen auf der Basis von Gl.9.2.6. Die Druckdifferenz ($\bar{p}_t - \bar{p}$) aus der Pitot-Statik-Messung gilt für alle Geschwindigkeiten.

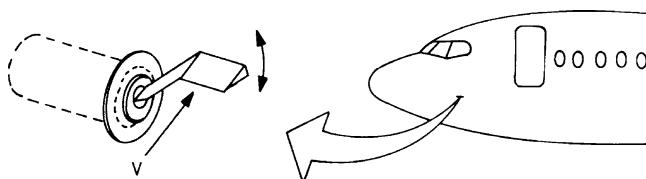
Im höheren Unterschall- und im Überschallbereich ist die Machzahl $M = V_A/a$ wesentlich wichtiger zur Bestimmung sowohl des optimalen als auch des Grenzflugbereichs als die Fahrt. Die Schallgeschwindigkeit a ist zwar von der Temperatur abhängig, lässt sich aber auch ohne Temperaturmessung allein aus dem Druckverhältnis bestimmen

$$M = \sqrt{\frac{2\bar{q}}{\kappa \bar{p}}} \quad \text{mit } \kappa = 1,4. \quad (9.2.7)$$

9.2.4 Anstellwinkel und Schiebewinkel

Weitere aerodynamische Größen sind Anstell- und Schiebewinkel (*angle of attack, sideslip-angle*). Sie werden häufig am Rumpfbug vorn oder seitlich mit Hilfe von Windfahnen gemessen, vgl. Bild 9.3. Windfahnen sind meist sehr schwach gedämpft (vgl. Tabelle 9.1). Ihre Eigenfrequenz ist etwa proportional der Anströmgeschwindigkeit. Das Meßsignal enthält daher einen hohen Anteil höherfrequenter Böen. Diese Meßgeber sind außerdem störanfällig gegen mechanische Beschädigung oder Vereisung.

Die genannten mechanischen Probleme entfallen bei Messung von α und β mit Hilfe von Druckdifferenz, z. B. mit Hilfe einer Fünflochsonde. Diese entsteht durch Anbringen weiterer Bohrungen an der vorderen, gekrümmten Fläche eines Pitot- oder Prandtl-Rohres. Der Differenzdruck zwischen zwei symmetrisch angeordneten

**Bild 9.3** Anstellwinkelgeber (Windfahne)

Bohrungen ist eine Funktion der Krümmung des Körpers (Faktor k) und der Anströmrichtung. Je nach Meßebene ergibt sich also für α oder β

$$\alpha = \frac{\bar{p}_1 - \bar{p}_2}{k\bar{q}}. \quad (9.2.8)$$

Sehr verbreitet ist der Einsatz von zwei im Winkel von ca. 10° gegeneinander angestellten Pitotrohren, deren Druckdifferenz ebenfalls nach Gl.9.2.8 dem Anströmwinkel proportional ist. Sie werden rechts und links am Flugzeugbug angeordnet. Eine weitere Möglichkeit besteht in der Bestimmung des Strömungszustandes durch Differenzdruckmessung am Flügel. Damit lässt sich direkt der für die Regelung sehr wichtige Auftriebsbeiwert C_A bestimmen.

Die lokalen Meßwerte für α und β sind von den am jeweiligen Meßort herrschenden Strömungsverhältnissen abhängig. Dadurch entstehen vom Einbauort abhängige Fehler (*upwash- bzw. sidewash-error*). In Sonderfällen, z. B. bei Flugversuchen, werden deshalb Windfahnen oder Fünflochsonden auch an einem Bugmast montiert, um möglichst die vom Flugzeug noch ungestörte Strömung zu erfassen. Da die Geber nicht im Schwerpunkt des Flugzeugs angeordnet sind, ergeben sich weitere Fehler infolge der Flugzeugdrehgeschwindigkeit. Diese können mit Hilfe der Meßwerte für p_K , q_K und r_K korrigiert werden, vgl. Kap.2.6.2.

9.2.5 Luftwerterechner (Air Data Computer, ADC)

Die Berechnung und Korrektur der Luftwerte in jedem einzelnen Meßgerät ist recht aufwendig. Es hat sich als vorteilhaft erwiesen, die Größen Gesamtdruck \bar{p}_t , statischer Druck \bar{p} und gemessene Lufttemperatur (Totaltemperatur) T_{tot} einem Luftwerterechner zuzuführen, der zentral alle benötigten Größen errechnet und sie als elektrische Signale sowohl den Anzeigegeräten als auch dem Regelungssystem zur Verfügung stellt. Eine Prinzipskizze ist in Bild 9.4 gezeigt. Darüber hinaus werden häufig auch Anstell- und Schiebewinkel im Luftwerterechner berechnet und korrigiert, insbesondere, wenn sie auf Differenzdruckmessung beruhen.

Die Berechnung der Ausgangsgrößen basiert auf den Gln.9.2.1 bis 9.2.8. Die wahre (statische) Temperatur ergibt sich unter Berücksichtigung der Kompressibilität zu

$$T = T_{\text{tot}} \frac{1}{1 + \frac{\kappa-1}{2} M^2}. \quad (9.2.9)$$

9.3 Inertialgrößen

Beschleunigungs(B-)messer und mechanische Winkelgeschwindigkeits(W-)kreisel beruhen auf dem Prinzip der Messung von Kräften oder Momenten mit Hilfe einer federgefesselten Masse. Sie sind also schwingungsfähige Gebilde, die pneumatisch,

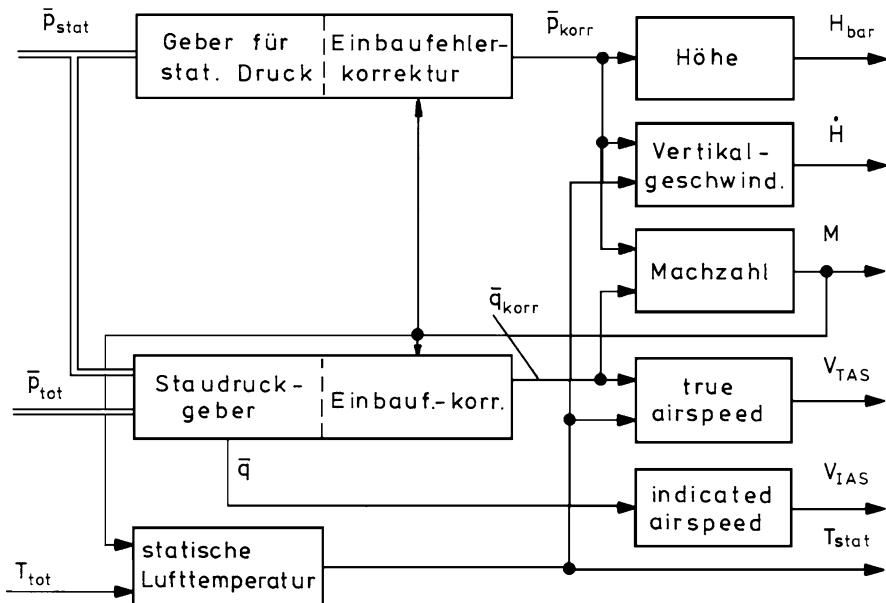


Bild 9.4 Prinzipskizze eines Luftwerterechners

hydraulisch oder elektrisch gedämpft werden müssen und deren Dynamik bei genauerer Berechnung von Regelkreisen berücksichtigt werden muß. Nichtideale Federeigenschaften erzeugen Nullpunktfehler und Hysterese.

Beide Geber verbinden Meßempfindlichkeit mit sicherer Funktion. Im Gegensatz zu Gebern für strömungsmechanische Größen sind keine außen am Flugzeug anzubringenden Meßfühler nötig, sie können wohlgeschützt an geeigneter Stelle im Flugzeug montiert werden. Da sie außerdem für die Grundaufgabe der Dämpfungs erhöhung der schnellen Flugzeugeigenbewegungen und der Störunterdrückung hervorragend geeignet sind und auch für einfache Vorgaberegler eingesetzt werden können (vgl. Kap.18), sind sie die in Flugreglern am häufigsten verwendeten Sensoren.

Je nach Einbauort messen B-Messer und W-Kreisel einen mehr oder weniger großen Anteil der Eigenschwingungen der Flugzeugzelle mit. Solange nur die Starrkörperbewegung des Flugzeugs gemessen und geregelt werden soll (Normalfall), sollte ein B-Messer im Schwingungsknoten, ein W-Kreisel im Schwingungsbauch der Grundschwingung der Flugzeugzelle angeordnet werden. Wegen der großen Zahl höherer Harmonischer ist eine vollständige Kompensation auf diese Weise aber nicht möglich. Die höherfrequenten Anteile des Meßsignals müssen statt dessen durch Tiefpaßfilterung unterdrückt werden. Sollen dagegen die Struktureigenschwingungen geregelt (gedämpft) werden, so ist umgekehrt zu verfahren. B-Messer und W-Kreisel sind auch hierfür die geeignetsten Sensoren.

Freie Kreisel sind dagegen kardanisch aufgehängte, im Raum beharrende Drehmassen und stellen eine feste Referenz für Winkelmessungen dar. Auf Grund ihrer

aufwendigen Konstruktion (Kardanrahmen, Stützung) sind sie im allgemeinen teurer und störanfälliger als die zuvor genannten Geber. Die Winkelmessung erfolgt allerdings verzögerungsfrei. Sie werden in Autopiloten zur Festwert- (Lage-)regelung eingesetzt, sowie zur Azimutregelung und zur Dämpfungserhöhung bei der Bahnregelung.

Kreisel und Beschleunigungsmesser für die drei Flugzeugachsen werden häufig auf einer Meßplattform fest miteinander verbunden. Das hat den Vorteil, daß sie sehr genau zueinander justiert werden können und ihre Winkel untereinander fest sind. Außerdem können ihre Signale gemeinsam verarbeitet werden. Drei Beschleunigungsmesser und drei Winkelgeschwindigkeitskreisel liefern ausreichende Information für die Basisregler in Längs- und Seitenbewegung, vgl. Kap.14. Aus der Integration dieser Information läßt sich nicht nur der Vektor der Bahngeschwindigkeit bestimmen, sondern sogar die Flugzeugposition (vgl. Ausführungen zur Trägheitsplattform in Kap.9.6.1). Werden die Sensoren im gegenseitigen Winkel von z. B. 60° angeordnet, so sind ihre Signale untereinander redundant und können gegenseitig überwacht werden. Solche Systeme werden je nach Signalqualität und -weiterverarbeitung als „*Inertial Measurement Unit*“ (IMU) oder „*Inertial Reference System*“ (IRS) bezeichnet.

9.3.1 Beschleunigung

Das Ausgangssignal eines Beschleunigungsmessers ist proportional der auf seine Probemasse m_B wirkenden äußeren Kraft R , die über eine Feder gemessen wird, vgl. Bild 9.5. Für die Masse m_B gilt entsprechend Gl.5.2.1

$$m_B \frac{d\vec{V}_K}{dt} = \vec{R} + \vec{G}, \quad (9.3.1)$$

somit ist der Ausschlag α_B proportional der spezifischen Kraft (vgl. Gl.5.2.14)

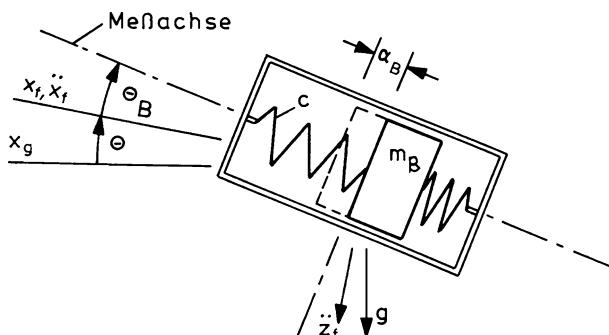


Bild 9.5 Beschleunigungsmesser (Prinzip)

$$\vec{b} = \frac{1}{m_B} \vec{R} = \frac{d\vec{V}_K}{dt} - \vec{g} = \vec{a} - \vec{g}, \quad (9.3.2)$$

d. h. proportional der Differenz zwischen absoluter Beschleunigung (Ableitung der Geschwindigkeit im Inertialraum (i)) und Gravitation innerhalb der Meßachse. Im freien Fall zeigt ein z -Beschleunigungsmesser Null an. Nach Gl.5.2.15 gilt für die spezifische Kraft

$$\begin{bmatrix} b_x \\ b_y \\ b_z \end{bmatrix}_f = \begin{bmatrix} \dot{u}_K \\ \dot{v}_K \\ \dot{w}_K \end{bmatrix}^i - \begin{bmatrix} -\sin \Theta \\ \sin \Phi \cos \Theta \\ \cos \Phi \cos \Theta \end{bmatrix} g \approx \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix}^i + \begin{bmatrix} \Theta \\ -\Phi \\ -1 \end{bmatrix} g. \quad (9.3.3)$$

Die Empfindlichkeit von Beschleunigungsmessern ist besser als $\delta b = 10^{-5} g$. Das Koordinatensystem, in dem gemessen wird, ist durch den Einbau im Flugzeug vorgegeben. Dadurch ist auch die mitgemessene Komponente der Erdbeschleunigung von der Flugzeuglage abhängig, was eine Kompensation erschwert. Die in Einbauachsen gemessenen Beschleunigungskomponenten müssen außerdem in diejenigen Koordinaten umgerechnet werden, die dem für die Reglerauslegung verwendeten Gleichungssystem zu Grunde liegen, vgl. Kap.2.6.1.

Soll dagegen eine bestimmte Linearkombination von Beschleunigungskomponenten gemessen werden (z. B. bei der Böenabminderung, vgl. Kap.15.2), so lässt sich das sehr einfach durch geneigten Einbau des Meßgebers realisieren. Bei der in Bild 9.5 gezeigten Anordnung ergibt sich der Meßgeberausschlag zu

$$\alpha_B = \frac{m_B}{c} b = \frac{m_B}{c} [\ddot{x}_f \cos \Theta_B - \ddot{z}_f \sin \Theta_B + g \sin(\Theta + \Theta_B)]. \quad (9.3.4)$$

Da der Flugzeugschwerpunkt sich je nach dem Beladungszustand ändert, ein B-Messer aber fest eingebaut ist, wird ein wechselnder Anteil der Drehbeschleunigung mitgemessen (Kap.2.6.3). Das lässt sich ebenfalls positiv ausnutzen: wird z. B. ein Querbeschleunigungsmesser im Abstand x_b vor dem Schwerpunkt eingebaut, so ist sein Meßsignal nach Gl.2.6.12 gleich

$$b_y = b_{ySP} + x_p \dot{\theta}_K. \quad (9.3.5)$$

Auf diese Weise lässt sich mit einem einzigen Meßgeber ein einfacher Gierdämpfer mit Kurvenkoordinierung aufbauen.

9.3.2 Wirkungsweise von Kreiseln

Für die Rotationsbewegung eines starren Körpers (b) gegenüber dem Inertialraum (i) gilt nach Newton (vgl. Kap.5.2.4) für das auf den Körper wirkende Moment

$$\vec{M} = \frac{d\vec{H}}{dt} \Big|_i = \frac{d}{dt} (\underline{T} \vec{\Omega}^{ib}) , \quad (9.3.6)$$

worin \vec{H} sein Drehimpuls, \underline{T} sein Trägheitstensor und $\vec{\Omega}^{ib}$ seine Drehgeschwindigkeit gegenüber dem Inertialraum ist. In einem bewegten Koordinatensystem (z. B. dem flugzeugfesten) gilt nach dem Gesetz von Coriolis [/Stieler Wi 82/](#)

$$\vec{M} = \frac{d\vec{H}}{dt} \Big|_f + \vec{\Omega}^{if} \times \vec{H} = \frac{d\vec{H}}{dt} \Big|_f + \vec{\Omega}^{if} \times (\underline{T} \vec{\Omega}^{ib}) . \quad (9.3.7)$$

Hierin ist $\vec{\Omega}^{if}$ die Rotationsgeschwindigkeit des Flugzeugs gegenüber dem Inertialsystem. Rotiert ein symmetrischer Kreisel innerhalb seines flugzeugfesten Gehäuses um eine Hauptträgheitsachse mit hoher, aber konstanter Rotationsgeschwindigkeit ω , so ist sein Drehimpuls konstant, womit der erste Term in Gl.9.3.7 verschwindet und für seine Rotationsbewegung gilt $\vec{\Omega}^{ib} \approx \vec{\Omega}^{fb}$. Fällt seine Rotationsachse z. B. mit der Flugzeuglängsachse zusammen (ω_x), so gilt

$$\vec{M} = \begin{bmatrix} p_K \\ q_K \\ r_K \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ r_K I_x \omega_x \\ -q_K I_x \omega_x \end{bmatrix} . \quad (9.3.8)$$

Mit einem Kreisel können also Drehgeschwindigkeiten senkrecht zu seiner Rotationsachse (hier q_K, r_K) gemessen werden, während er für Drehbewegungen um seine Rotationsachse unempfindlich ist.

Kreisel mit einem Freiheitsgrad

Wird dem Kreisel eine Drehgeschwindigkeit aufgeprägt, z. B. durch feste Lagerung seiner y -Achse gegenüber dem Flugzeug, vgl. Bild 9.6, so reagiert er nach Gl.9.3.8 auf eine Giergeschwindigkeit r_K mit einem Moment

$$M_y = r_K I_x \omega_x , \quad (9.3.9)$$

das über eine Feder gemessen werden kann. Der Ausschlag α_{WK} um die y -Achse

$$\alpha_{WK} = \frac{I_x \omega_x}{c} r_K \quad (9.3.10)$$

ist bei linearer Feder (Federkonstante c) und konstanter Kreisel-Laufgeschwindigkeit ω_x proportional der Drehgeschwindigkeit r_K um seine momentane z -Achse.

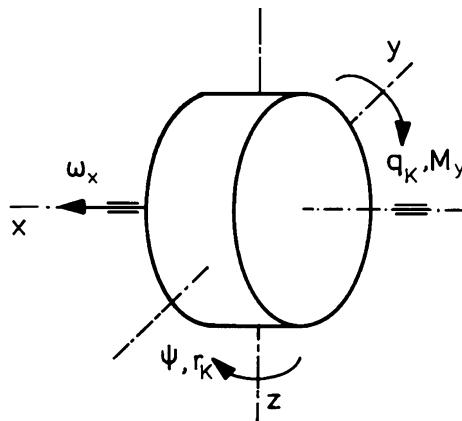


Bild 9.6 Kreisel (Meßebene y-z)

Kreisel mit zwei Freiheitsgraden

Wird ein Kreisel momentenfrei in einem Kardanrahmen gelagert, vgl. Bild 9.9, so behält er seine Richtung im Inertialraum bei, die Winkel zwischen den Kardanrahmen entsprechen den Lagewinkeln des (flugzeugfesten) Kreiselgehäuses gegenüber raumfesten Achsen.

Infolge der Erddrehung sind diese nicht konstant. Wie Bild 9.7 veranschaulicht, zeigt ein ortsfester freier Kreisel, der auf dem Breitengrad φ nach Norden ausgerichtet wurde, nach 90° Erddrehung, d. h. nach sechs Stunden einen „Kursfehler“ $\Delta\Psi = \varphi$ und einen „Nickfehler“ $\Delta\Theta = \varphi$. Es gilt allgemein

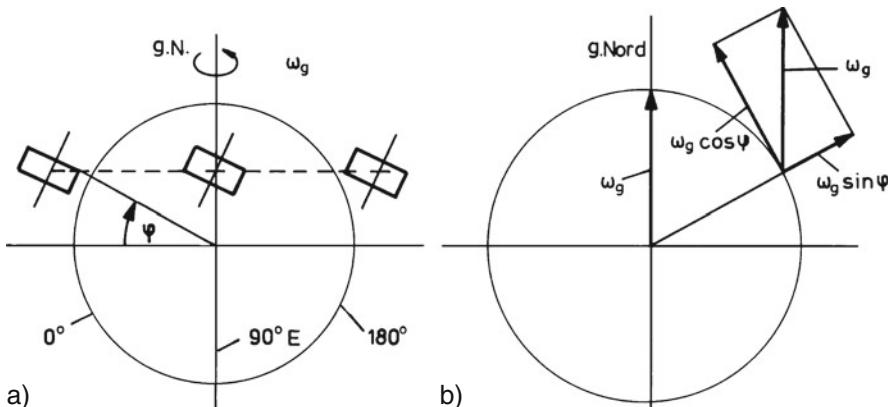


Bild 9.7 Einfluß der Erddrehung auf Kreisel a) zum Erddrehfehler, b) örtliche Komponenten der Erddrehgeschwindigkeit

$$\Delta\Psi = \varphi \sin(\omega_g t) \quad (9.3.11)$$

$$\Delta\Theta = \varphi [\cos(\omega_g t) - 1], \quad (9.3.12)$$

d. h. nach 180° Erddrehung ist $\Delta\Psi = 0$ und $\Delta\Theta = 2\varphi$. Diese Erddrehfehler sind natürlich zusätzlich abhängig von einer Ortsveränderung („scheinbare Drift“), was bei hoher Fluggeschwindigkeit mit zu berücksichtigen ist. Sie werden kompensiert dadurch, daß der Kreisel den erdfesten Koordinaten nachgeführt wird und zwar durch Ausrichtung nach dem Lot beim Kreiselhorizont und nach magnetisch Nord beim Kurskreisel.

Wirkt auf den Kreisel ein Störmoment (z. B. infolge Lagerreibung oder Unwucht), so präzidiert er um eine zu Momenten- und Drallvektor senkrechte Achse, d. h. er driftet. Wirkt z. B. ein Moment um die y -Achse, so gilt nach Gl.9.3.8

$$r_K = \frac{M_y}{I_x \omega_x}. \quad (9.3.13)$$

Das läßt sich anschaulich so deuten, daß der Kreisel versucht, seine Drallachse in die Momentenachse zu überführen. Will man die Kreiseldrift unterdrücken, so muß das Störmoment ausgeglichen werden (Kreiselstützung).

Wird umgekehrt der Kreisel einer Drehgeschwindigkeit ausgesetzt, so versucht er mit Gl.9.3.8, seine Drallachse in die Drehachse zu überführen. Das ist auch bezüglich der Erddrehung der Fall. Wird z. B. ein Kreisel mit erdhorizontaler Drallachse (Kurskreisel) mit einer Feder an die Horizontalebene gefesselt, so kann er nicht ausweichen wie im Bild 9.7a, sondern ist der Erddrehung ausgesetzt entsprechend Bild 9.7b. Da er nur in der Horizontalebene ausweichen kann, richtet er seine Drallachse nach der Horizontalkomponente $\omega_g \cos \varphi$ aus, also nach Norden. Wegen der sehr kleinen Anregung braucht er allerdings zur Ausrichtung ca. 100 Minuten, außerdem versagt das Prinzip bei hoher geografischer Breite. Solche, in der Geodäsie eingesetzte nordsuchende Kreisel finden in Flugzeugen deshalb keine Verwendung. Die Nordausrichtung von Trägheitsplattformen beruht aber auf dem gleichen Effekt.

9.3.3 Winkelgeschwindigkeitskreisel

Der Winkelgeschwindigkeitskreisel ist ein federgefesselter Kreisel, der nur um eine Achse ausweichen kann, vgl. Bild 9.8. Er mißt die in seiner z -Achse liegende Komponente der Flugzeugsdrehgeschwindigkeit $\vec{\Omega}$ entsprechend Gl.9.3.8. Die Meßachse des Kreisels wird aber mit α_{WK} geneigt, so daß sich die gemessene Winkelgeschwindigkeitskomponente verändert. Um dadurch entstehende Meßfehler zu vermeiden, ist die Auslenkung entweder durch eine steife Feder oder durch ein Kompensationsmeßverfahren möglichst klein zu halten. Darüber hinaus sind die in Einbaurichtung gemessenen Winkelgeschwindigkeitssignale nach Gl.2.6.5 in die dem Gleichungssystem zu Grunde liegenden Koordinaten umzurechnen.

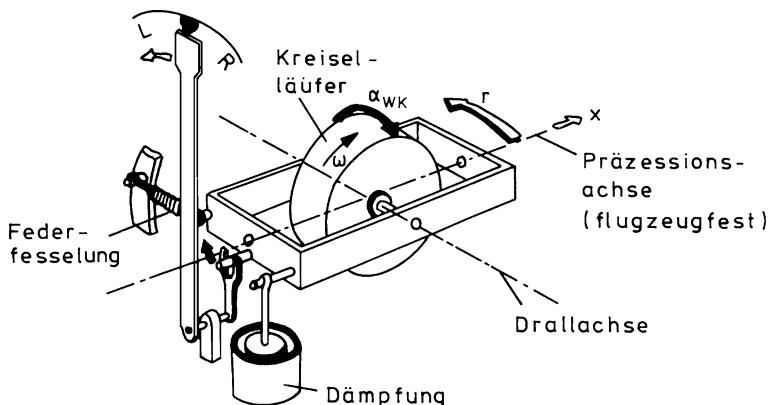


Bild 9.8 Giergeschwindigkeitskreisel (Anzeigegerät, Gieren nach links, d. h. $r < 0$)

W-Kreisel werden häufig auch mit integrierender Eigenschaft ausgeführt, indem sie nicht über eine Feder, sondern über eine viskose Dämpfung „gefesselt“ werden (*rate integrating gyro*). Sie messen dann mit sehr guter Näherung Lagewinkel, allerdings im Unterschied zu Lagekreiseln in flugzeugfesten Achsen. Sie werden u. a. in Trägheitsnavigationsanlagen (Strapdown-Systemen) eingesetzt.

Laserkreisel

Neben Kreiseln mit mechanischem Rotor kamen in den 1980er Jahren optronische Kreisel auf den Markt. Ihr Meßprinzip beruht auf dem sogenannten „Sagnac-Effekt“. Durchlaufen zwei Lichtstrahlen in entgegengesetzter Richtung einen geschlossenen optischen Ring (Spiegelsystem), so entsteht zwischen ihnen (auf Grund der Konstanz der Lichtgeschwindigkeit) eine Laufzeitdifferenz, sofern der Ring einer Drehgeschwindigkeit unterworfen wird, deren Drehachse senkrecht zur Ringebene steht. Die Meßempfindlichkeit ist proportional zu der vom Ring eingeschlossenen Fläche, sie lässt sich also vervielfachen durch Verwendung einer optischen Faser, die den Lichtstrahl ringförmig in mehreren Windungen führt. Bei solchen Faserkreiseln (*fibre optic gyroscope*, FOG) wird die Laufzeitdifferenz als Phasenverschiebung zwischen den beiden Laserstrahlen gemessen. Die Empfindlichkeit lässt sich auch erhöhen durch Ausnutzen von Resonanzeffekten. Das geschieht beim Ringlaserkreisel (*ring laser gyroscope*, RLG). Sein Ausgangssignal ist eine Frequenz, die sich leicht in ein Digitalsignal umformen lässt. Laserkreisel sind ungenauer als mechanische Kreisel, aber für Navigationsaufgaben voll einsetzbar. RLGs sind in Strap-Down INS erprobt. Sie sind zuverlässig, erfordern aber einen großen Fertigungsaufwand. FOGs finden mit ihrer geringeren Genauigkeit in Kurs-Lage-Referenzsystemen (*attitude heading reference system*, AHRS) Verwendung. Sie sind kostengünstiger herzustellen und benötigen weniger Bauraum (*Collinson 03*).

9.3.4 Lotkreisel (Kreiselhorizont)

Der Lotkreisel ist ein in zwei Kardanrahmen gelagerter freier Kreisel mit lotrechter Achse, vgl. Bild 9.9. Da die Drehung der Rahmen zueinander der flugmechanisch definierten Folge $\Psi - \Theta - \Phi$ von Eulerwinkeln entspricht, können Längsneigung Θ und Hängewinkel Φ exakt, z. B. mit Hilfe von Synchros, abgegriffen werden, vgl. hierzu [Kap.2.2.1](#). Der Winkelbereich ist allerdings durch Anschläge begrenzt.

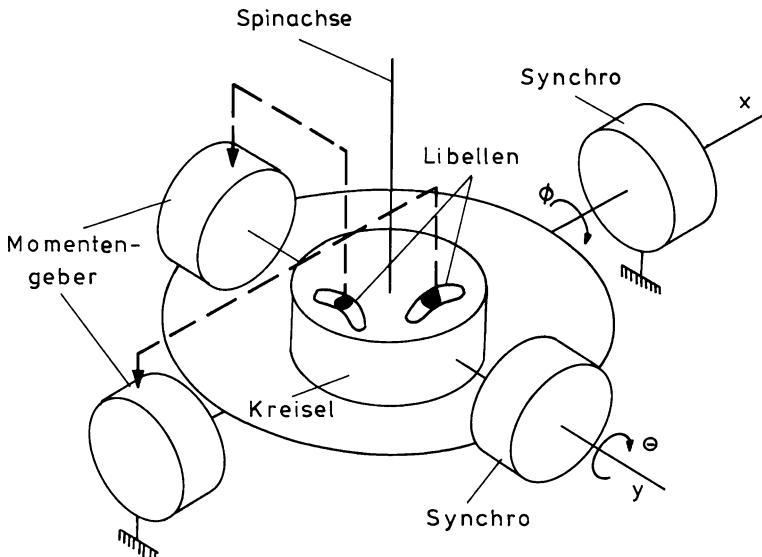


Bild 9.9 Lotkreisel (Prinzipskizze)

Störmomente auf Grund von Rahmenunwucht und Lagerreibung sowie der Erd-drehung lassen den Kreisel langsam auswandern. Diese Drift muß durch ein Aufrichtsystem kompensiert werden, das den Kreisel in die Lotrichtung zurückführt (typische Stützgeschwindigkeit $2^\circ/\text{min}$). Das geschieht z. B. mit Hilfe von Quecksilberlibellen, durch die bei Abweichung vom Lot ein Kontakt geschlossen und ein Momentengeber (*torque motor*) erregt wird, um den Kreisel wieder entsprechend Gl.9.3.8 in die Lotrichtung präzidieren zu lassen. Die zur Stützung gemessene Referenz ist aber immer das Scheinlot. Dadurch entstehen Ausrichtfehler bei länger andauernder Beschleunigung des Flugzeugs und im Kurvenflug. Dieser Fehler ist besonders gravierend beim Start, da auf Grund der Stützung in der Beschleunigungsphase ein scheinbares Steigen angezeigt werden kann, was den Flugregler zur Verkleinerung des Bahnwinkels veranlaßt. Um den Fehler im Kurvenflug zu vermeiden, wird das Aufrichtsystem bei größerem Hängewinkel ($\Phi > 5^\circ$) abgeschaltet. Die Drift guter Lagekreisel liegt zwischen $\delta\Omega \leq 10^{-2}/\text{h}$ und $\delta\Omega \leq 10^{-3}/\text{h}$.

9.4 Azimutmessung

Die Ausrichtung der Flugzeuglängssachse gegenüber der geografischen Nordrichtung (Azimut = rechtweisender Steuerkurs = *true heading*, vgl. Bild 9.10) läßt sich nicht direkt messen. Dagegen kann die Ausrichtung gegenüber der örtlichen magnetischen Nordrichtung (mißweisender Steuerkurs = *magnetic heading*) mit Hilfe des Erdmagnetfeldes bestimmt werden ([Sjöström 78](#)).

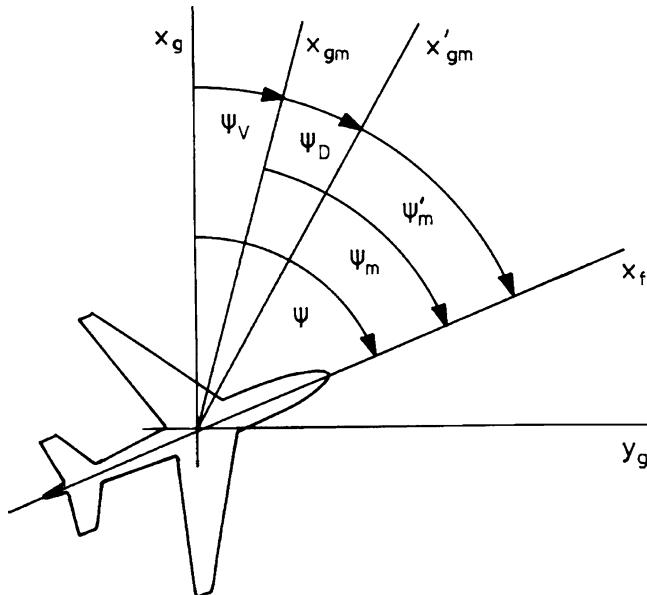


Bild 9.10 Zur Bestimmung des Azimuts (Steuerkurs). x_g – geografischer Meridian (rechtw. Nord); x_{gm} – magnetischer Meridian (mißw. Nord); x'_{gm} – Kompaß-Meridian; Ψ_m – Steuerkurs gegenüber mißweisend Nord; $\Psi_V = \Psi - \Psi_m$ – örtliche Mißweisung; $\Psi_D = \Psi_m - \Psi'_m$ – Deviation

Allerdings weicht die Richtung der Magnetfeldlinien örtlich verschieden von der Nord-Süd-Richtung ab (im nördlichen Kanada bis zu 180° , in Europa nur wenige Grad), diese Abweichung ist zudem zeitlichen Schwankungen unterworfen. Die örtliche Mißweisung (magnetische Variation) Ψ_V wird im Uhrzeigersinn (nach Osten) positiv gerechnet, es gilt also mit Bild 9.10

$$\Psi = \Psi_m + \Psi_V. \quad (9.4.1)$$

Dieser Fehler muß z. B. mit Hilfe von Navigationskarten, auf denen die Linien gleicher Variation (Isogonen) eingetragen sind, korrigiert werden. Außerdem ist der Vektor des Magnetfeldes gegenüber der Horizontalen geneigt (Inklination – in Deutschland ca. 65°) Nur die horizontale Komponente des Magnetfeldvektors enthält aber eine Richtungsinformation. Deswegen werden Magnetfeldsensoren

horizontal ausgerichtet, indem sie als Pendel aufgehängt werden. Schließlich wird innerhalb des Flugzeugs das Magnetfeld durch Eisenteile oder elektrische Geräte (z. B. Umformer) verzerrt (Deviation). Auch die Deviation ist im Uhrzeigersinn positiv definiert. Der rechtweisende Steuerkurs ist also entsprechend Bild 9.10 wie folgt aus dem angezeigten Kompaßkurs zu errechnen

$$\Psi = \Psi'_m + \Psi_D + \Psi_V. \quad (9.4.2)$$

Da die Störfelder zeit- und ortsabhängig sind, ist eine Kompensation dieses Fehlers schwierig. Magnetfeldsensoren werden deswegen möglichst dort eingebaut, wo die Feldstörungen gering sind, z. B. in der Flügelspitze.

9.4.1 Magnetkompaß, Fluxvalve

Der bekannteste Magnetfeldsensor ist der Magnetkompaß, dessen Meßelement eine magnetische Nadel oder ein in Alkohol schwimmender Körper („Whisky-Kompaß“) ist. Letzterer ist als Notgerät in jedem Flugzeug vorhanden. Dieses sehr einfache Prinzip hat den Nachteil, daß die Anzeige auf Grund von Beschleunigung stark schwankt und infolge viskoser Reibung nachdreht (Schleppfehler).

Heute werden fast ausschließlich Magnetfeldsensoren eingesetzt, die auf dem Induktionsprinzip beruhen (Induktionskompaß, *fluxvalve*). Der Induktionskompaß beruht auf der Messung des magnetischen Flusses, der in einem Eisenkern durch die in dessen Längsrichtung liegende Komponente der örtlichen magnetischen Feldstärke erzeugt wird. Da ein solcher Gleichfluß nicht unmittelbar meßbar ist, arbeitet das Fluxvalve ähnlich einem Magnetverstärker. Eine ausführliche Darstellung des Meßprinzips ist z. B. in [/Pallett 72/](#) zu finden.

Der Induktionskompaß ist als Pendel kardanisch, um seine Hochachse nicht drehbar, aufgehängt. Er bestimmt dadurch (im Winkelbereich von 360°) die Richtung der Horizontalkomponente des Erdmagnetfeldvektors zur Flugzeuglängsachse. Im beschleunigten Flug (z. B. Start, Kurvenflug) richtet sich das Pendel dagegen nach dem Scheinlot aus, dabei wird die Meßebene geneigt. Dadurch verändert sich die in der Meßebene liegende Komponente des Feldvektors, so daß eine Fehlmessung entsteht (Neigungsfehler). Dieser Fehler existiert genauso auch beim Magnetkompaß.

9.4.2 Kurskreisel, magnetfeldgestützte Kurskreiselanlage

Wegen des Neigungsfehlers läßt sich das Kompaßsignal nicht unmittelbar zur Regelung und Anzeige verwenden, sondern die im stationären Geradeausflug richtig gemessene Koordinate (Nordrichtung) muß für die beschleunigten Flugphasen „gespeichert“ werden. Hierzu eignet sich ein freier Kreisel, dessen Drallachse in der Erdhorizontalen und nach magnetisch Nord ausgerichtet ist und der als Kurskreisel bezeichnet wird, vgl. Bild 9.11.

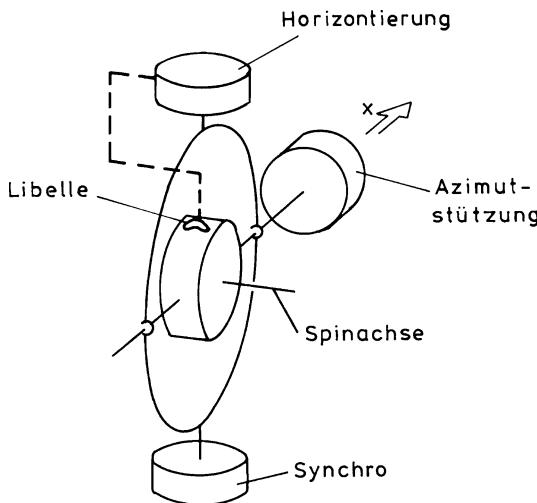


Bild 9.11 Kurskreisel (Prinzipskizze)

Ist der Kurskreisel einmal ausgerichtet, so kann zwischen Gierrahmen und flugzeugfestem Rahmen der Azimut Ψ abgegriffen werden. Auch diese Messung ist aber nicht fehlerfrei. Da die Rahmenfolge vom Kreisel (Inertialsystem) zum Gehäuse (flugzeugfestes System) aus konstruktiven Gründen nicht der üblichen Folge von Eulerwinkeln entspricht, wird zwischen Rahmen und Gehäuse anstelle des Azimuts der Winkel

$$\alpha_{KK} = \arctan \frac{\sin \Psi \cos \Phi - \cos \Psi \sin \Theta \sin \Phi}{\cos \Psi \cos \Theta} \quad (9.4.3)$$

gemessen, worin Ψ , Θ und Φ die Eulerwinkel der Flugzeuglage sind (Kardanfehler), vgl. /Magnus 71/.

Infolge der Erddrehung unterliegt der Kurskreisel einer scheinbaren Drift (Erddrehfehler, s. o.), außerdem driftet er infolge von Störmomenten. Er muß also gestützt werden. Dazu wird er mit Hilfe von Momentengebern nach dem Scheinlot horizontiert und durch einen Magnetfeldsensor azimutal ausgerichtet.

Eine solche magnetfeldgestützte Kurskreiselanlage liefert eine relativ fehlerfreie Azimutmessung. Das Ausgangssignal des Kurskreisels steuert über einen Nachlaufregelkreis die Azimutanzige und kann gleichzeitig für Regelungszwecke verwendet werden. Der oben beschriebene Neigungsfehler des Induktionskompasses wirkt sich nicht nachteilig aus, solange die Stützgeschwindigkeit des Kreisels klein ist. Die schlechte Langzeiteigenschaft des Kurskreisels (Drift) und die schlechte Kurzzeiteigenschaft des Induktionskompasses (Neigungsfehler) werden durch entsprechend gute Eigenschaften des jeweils anderen Meßgebers ausgeglichen. Dieses Grundprinzip der gegenseitigen Stützung von Meßgebern mit unterschiedlichem Fehlerverhalten wird heute vielfach unter der Bezeichnung „komplementäre Filterung“ eingesetzt, vgl. Kap.9.7.2.

9.5 Positionsbestimmung

Navigation ist die Kunst, seinen Weg zu finden und zur vorgesehenen Zeit an seinem Ziel anzukommen. Dazu ist es erforderlich, jederzeit zu wissen

- wo man sich befindet (Ortung),
- wohin man will (Flugplanung) und
- ob und wann man sein Ziel erreichen wird (Flugleistungen, Treibstoffhaushalt, Zeitplanung).

Der erste Punkt basiert auf externer Messung und soll hier behandelt werden. Die beiden anderen betreffen die Flugsicherung (Definition von Sollbahnen) /[Men-sen 04](#)/ und das Flugmanagement, vgl. [Kap.1.1.2](#) und [17.4](#).

Es gibt grundsätzlich zwei Arten der Positionsbestimmung, die auch als Ortung bezeichnet wird. Die erste besteht in der direkten Messung der Flugzeugposition relativ zu erdfesten Punkten, z. B. Funkfeuern, sie enthält die beiden Elemente Entfernungsmessung und Peilung (= Messung des Winkels zwischen zwei Sichtlinien). Die so gemessene Position wird manuell oder mit Hilfe eines Rechners mit der für diesen Zeitpunkt gewünschten Position verglichen und daraus Bahnkorrekturen bestimmt. Aus der Differenz zweier aufeinander folgender Messungen kann die mittlere Bahngeschwindigkeit nach Größe und Richtung errechnet werden. Zu dieser Art der Ortung gehören sämtliche funktechnischen Verfahren (außer der Dopplermessung), so wie auch die eine Zeit lang im Luftverkehr eingesetzte Astronavigation.

Die zweite Art geht umgekehrt von der Geschwindigkeitsmessung nach Betrag und Richtung (Kompaß) aus und errechnet aus dem Produkt von Geschwindigkeit und Zeit den zurückgelegten Weg. Nach diesem recht alten Verfahren kann aus der Kenntnis der Anfangsposition die aktuelle Position bestimmt werden. Die Aneinanderreihung von derart bestimmten Wegstrecken bezeichnet man als Koppelnavigation, eine einzelne auf der Kompaßanzeige beruhende Wegbestimmung auch als „dead reckoning“.

Mit herkömmlichen (flugzeuginternen) Meßverfahren können nur Ersatzgrößen für die Bahngeschwindigkeit (V_K, χ) gemessen werden, nämlich die Fahrt V_A (TAS) und der magnetische Steuerkurs Ψ_m . Infolge Windversetzung kann aber die tatsächliche Flugbahn erheblich davon abweichen, eine Korrektur durch regelmäßige Positionsbestimmung ist also nötig. Weitere Fehler entstehen dadurch, daß keine exakte Integration durchgeführt wird, sondern der innerhalb eines Zeitabschnitts als konstant angenommene Geschwindigkeitsvektor mit der Zeit multipliziert wird.

Das gleiche Prinzip liegt der Trägheitsnavigation zu Grunde: aus der Messung des Beschleunigungsvektors nach Größe und Richtung (mit Hilfe einer hochgenauen Lagerreferenz) werden der Geschwindigkeitsvektor und schließlich die Position aufintegriert. Mit Kenntnis der Anfangsposition ist bei exakter Messung und driftfreier Integration damit jederzeit die aktuelle Position bekannt. Da das Verfahren auf der Messung von Trägheitskräften beruht, ist es vom Wind unabhängig. Die erforderliche, extrem hohe Güte der Sensoren und dazugehörigen Rechner macht es allerdings aufwendig und teuer.

Die äußerst vielfältigen funktechnischen Ortungsverfahren gehen im wesentlichen auf folgende Meßprinzipien zurück:

- Ältere Verfahren zur Richtungsbestimmung benutzen eine Feldstärkemessung. Hierzu gehört die Bestimmung der Richtung maximaler Feldstärke (*automatic direction finding*, ADF) bei der Peilung eines ungerichteten Funkfeuers (NDB = *non directional beacon*) und die Bestimmung der Ebene gleicher Feldstärke zwischen zwei schmalen Keulen beim Instrumentenlandesystem (*instrument landing system*, ILS).
- Die überwiegende Zahl neuerer Verfahren beruht auf einer Laufzeitmessung (Zeit- oder Phasenmessung) reflektierter oder „beantworteter“ Signale, oder von Signalen, die den Zeitpunkt ihrer Aussendung als Information enthalten. Dazu gehören sowohl der Radiohöhenmesser und das DME, das Ortungsverfahren LORAN, früher auch DECCA und OMEGA, als auch die Satelliten-Ortungsverfahren GPS und GLONASS. Eine Sonderform stellt die VOR-Peilung dar, der eine Phasenmessung zwischen zwei Signalen zu Grunde liegt (s. u.).
- Radarverfahren werden sowohl beim Wetterradar eingesetzt, als auch beim Primär- und Sekundärradar, das der Flugüberwachung vom Boden und dem Kollisionsschutz dient. Beide spielen aber für die Flugregelung keine Rolle.

Radiowellen breiten sich nicht nur geradlinig aus, sondern werden von Hindernissen reflektiert (Boden, Gebäude, Luftsichten). Dadurch wird an Bord nicht nur ein direktes Signal vom Sender empfangen, sondern auch reflektierte Signale, die einen längeren Weg zurückgelegt haben. Dieser als „Mehrwegeausbreitung“ bekannte Effekt führt bei Feldstärke- und Laufzeitmessungen zu Fehlern und stellt eines der größten Probleme bei vielen Funkortungsverfahren dar.

Bezüglich Aufgabe und Reichweite gibt es grob drei Kategorien funktechnischer Ortungsverfahren. Die erste betrifft das im Langstreckenbereich arbeitende Ortungsverfahren LORAN, die zweite die im UKW-Bereich arbeitenden Führungshilfen für den Kurz- und Mittelstreckenbereich, insbesondere VOR und DME und die dritte die ILS-Führungssysteme für Anflug und Landung. Das in den 1930er Jahren entwickelte Instrumentenlandesystem (ILS) ist immer noch weltweit die Standard-Anflughilfe. In den 1970er Jahren wurde das Mikrowellen-Landesystem (MLS) propagiert, das eine Weiterentwicklung des ILS mit größerem Überdeckungsbereich und geringerer Störanfälligkeit darstellt. Es wird bisher aber nur auf wenigen zivilen Verkehrsflughäfen eingesetzt.

Satelliten-Ortungssysteme (GPS, GLONASS, zukünftig auch GALILEO) haben heute in der Verkehrstechnik eine große Bedeutung. Ihre Anwendung in Navigationsanlagen für Automobile hat dazu geführt, daß solche Systeme inzwischen als kostengünstige Massenprodukte verfügbar sind. In der Luftfahrt sind Satelliten-Ortungssysteme in Verbindung mit inertialer Sensorik (Integrierte Systeme) in allen drei Bereichen (im Kurzstrecken-, Langstrecken- und Landeanflug) einsetzbar und verdrängen zunehmend die herkömmlichen Ortungsverfahren.

9.5.1 Ortungsprinzipien

Zur Ortung (Positionsbestimmung) dienen in der Luftfahrt erdfeste Punkte, i. allg. Funkfeuer. Die beiden Elemente aller Ortungsverfahren: Peilung und Entfernungsmessung werden in Bild 9.12 erläutert, vgl. hierzu auch Kap.2.4. Betrachtet man zunächst nur die Horizontalebene, d. h. die Kartenebene, so wird der erdfeste Punkt (*fix*) vom Flugzeug aus unter der Seitenpeilung (*relative bearing*) ρ_{rel} gesehen. Diese ist mit Hilfe einer Azimutmessung zur Peilung gegenüber magnetisch Nord zu ergänzen:

$$\rho = \rho_{\text{rel}} + \Psi . \quad (9.5.1)$$

Die Fußspur der Verbindungsgeraden vom Flugzeug zum Fixpunkt ist eine Standlinie (*line of position*), ihre Länge ist gleich der Entfernung über Grund (*range*). Als Standlinie bezeichnet man den geometrischen Ort für alle Punkte, auf denen eine für die Ortsbestimmung gemessene Größe gleich ist /DIN13312 05/. Ist die Flughöhe H gegenüber der Entfernung nicht vernachlässigbar, so ist die meßbare Entfernung gleich der Schrägentfernung R (*slant range* bzw. *slant distance*) in Bild 9.12b. Das Flugzeug befindet sich in Wirklichkeit mit der Elevationspeilung ε' in einer Standebene, die senkrecht auf der Standlinie aufgespannt ist.

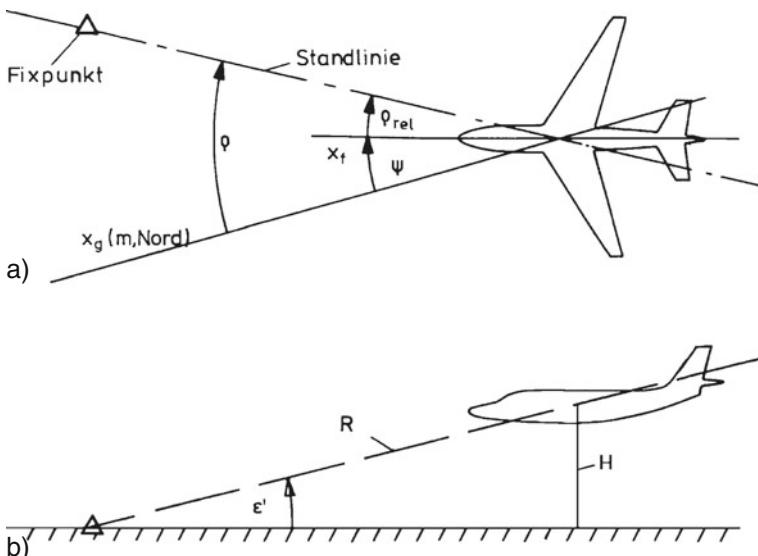


Bild 9.12 Größen zur Positionsbestimmung a) Horizontalebene, b) Vertikalebene

Die Positionsbestimmung aus Peilung und Entfernungsmessung (Rho-Theta-Navigation) lässt sich vier sehr einfachen Grundprinzipien zuordnen. Da die technische Realisierung dieser Verfahren häufig sehr kompliziert ist, soll diese Übersicht die Orientierung erleichtern.

1. Die Peilung eines bekannten Punktes gegenüber einer Körperachse (z. B. Flugzeuglängsachse), deren Ausrichtung unbekannt ist, liefert lediglich eine Richtungsinformation. Beispiele:

- Kompaß: Richtung zum magnetischen Nordpol,
- Seitenpeilung eines Senders.

Hat man nur eine solche Information, so kann man zwar zum Ziel gelangen, bei Störeinflüssen (z. B. Wind) wird die Bahn aber zu einer sogenannten Hundekurve gekrümmmt, diesen Fall bezeichnet man auch als „*homing*“.

2. Die Peilung des Differenzwinkels zwischen zwei bekannten Punkten liefert für die Position einen geometrischen Ort, d. h. eine Standlinie. Hierfür gibt es sehr unterschiedliche Beispiele:
- Der vom Flugzeug aus gemessene Horizontalwinkel zwischen zwei Funkfeuern liefert als Standlinie einen Kreisbogen, vgl. Bild 9.13a.

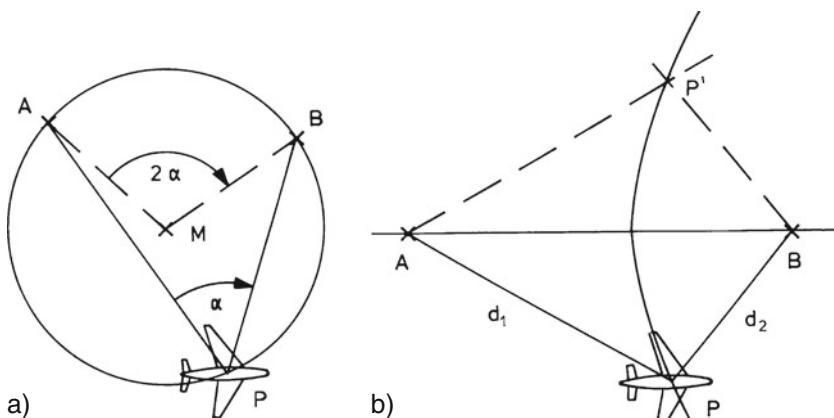


Bild 9.13 Standlinien auf der Basis von zwei Fixpunkten a) Horizontalpeilung,
b) relative Entfernungsmessung

- Die Peilung eines Fixpunktes vom Flugzeug aus gegenüber dem „unendlich“ entfernten Nordpol liefert als Standlinie eine Gerade auf den Fixpunkt zu (ADF plus Kompaß).

- Die Peilung eines Flugzeugs von einem Fixpunkt aus relativ zur Nordrichtung liefert eine Gerade auf das Flugzeug zu.

- Die Peilung eines Sterns relativ zur Erdhorizontalen liefert einen Kreis um den Bildpunkt des Sterns auf der Erdoberfläche, bei nicht zu großer Elevation des Sterns praktisch eine Gerade (Astronavigation).

In Wirklichkeit sind diese Standlinien natürlich ebene oder räumlich gekrümmte Flächen.

- Die absolute Entfernungsmessung zu einem bekannten Punkt liefert als Standlinie einen Kreis um den Fixpunkt. Beispiele:

- a) DME-Entfernungsmessung,
- b) Entfernungsmessung zu Satelliten (GPS).

Räumlich ist der geometrische Ort allerdings eine Kugel, was beim DME mit Annäherung an den Sender zu berücksichtigen ist (sogenannter Höhenfehler). Das ist aber keine „Fehlerkorrektur“ sondern eine Berücksichtigung der wirklichen Zusammenhänge, die beim GPS unverzichtbar ist.

4. Die relative Entfernungsmessung zu zwei bekannten Punkten liefert als Standlinie eine Hyperbel, vgl. Bild 9.13b, bzw. genauer ein Hyperboloid. Bei großer Entfernung kann allerdings die dritte Dimension vernachlässigt werden. Beispiel ist das Langstrecken-Funknavigationsverfahren LORAN C.

Eine einzelne Messung liefert also niemals eine Position. Erst bei Bestimmung zweier Standlinien ist in der Ebene die Position durch deren Schnittpunkt gegeben. Häufig entstehen zwei Schnittpunkte, vgl. Bild 9.13b, so daß die Positionsbestimmung zweideutig ist und ergänzt werden muß. Um Meßfehler korrigieren zu können, benötigt man zur einwandfreien Positionsbestimmung allerdings mindestens drei Standlinien, vgl. Bild 9.14. Die Fehler wachsen mit kleiner werdenden Schnittwinkeln, letztere sollten daher möglichst zwischen 60 und 120° liegen.

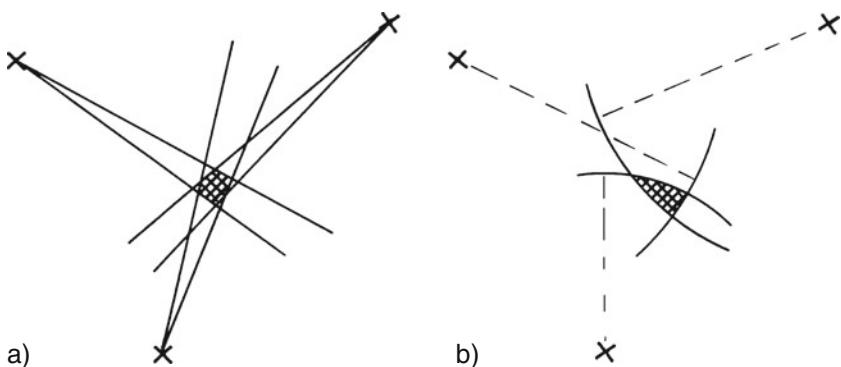


Bild 9.14 Fehlerdreieck zwischen drei Standlinien a) bei Peilung, b) bei Entfernungsmessung

Räumlich sind die geometrischen Orte sowohl bei der Peilung als auch bei der Entfernungsmessung stets Flächen, die Schnittgerade zweier Flächen im Raum ist wieder eine Standlinie. Ein Beispiel hierfür ist der ILS-„Leitstrahl“ als Schnitt zwischen zwei Leitebenen. Bei der Satellitenortung sind daher für eine Positionsbestimmung mindestens drei Entfernungsmessungen nötig. Nur wenn das Verhältnis von Höhe zu Entfernung klein ist (also z. B. beim ILS-Landeeverfahren), können Flugzeug und Sender als in der Erdhorizontalen (Kartenebene) befindlich angesehen werden. Bei $H/R \leq 0,14$, entsprechend $\varepsilon < 8^\circ$, ist der dadurch entstehende Fehler kleiner als 1%.

9.5.2 Radio- und Radar-Höhenmessung

Radio- und Radarhöhenmesser liefern im Gegensatz zur barometrischen Höhenmessung den Abstand zum Boden. Sie werden überwiegend in Bodennähe eingesetzt. Beide arbeiten nach dem Prinzip der Laufzeitmessung. Beim Radiohöhenmesser wird ein vom Flugzeug ausgesendetes UHF-Signal in seiner Frequenz nach einer Sägezahnkurve 60 mal in der Sekunde auf und ab moduliert. Der Frequenzunterschied zwischen dem gesendeten und dem vom Boden reflektierten und empfangenen Signal ist ein Maß für die Laufzeit und damit für die Höhe über Grund, er beträgt etwa 1 Hz pro Meter Höhe. Der Radarhöhenmesser benutzt zur Laufzeitmessung Radarimpulse, arbeitet aber sonst nach ähnlichem Prinzip. Der Meßbereich reicht beim Radiohöhenmesser bis ca. 750 m bei einer durch die Quantisierung begrenzten Meßgenauigkeit von ca. 0,6 m in Bodennähe. Der Radarhöhenmesser ist für größere Höhen einsetzbar bei einer Genauigkeit (2σ -Wert) von 1 m bzw. 2%. Da Höhenmesser fest im Flugzeug eingebaut sind, muß der Hängewinkel bei der Auswertung berücksichtigt werden. In Experimentalflugzeugen werden auch Laser-Höhenmesser eingesetzt.

9.5.3 Funk-Entfernungsmessung (DME)

Mit der Funk-Entfernungsmessung (*distance measuring equipment*, DME) wird die Schrägentfernung zu einem erdfesten Punkt (DME-Station) bestimmt. Das Flugzeug sendet ein Abfragesignal (UHF-Bereich), das in der angewählten DME-Station ein Antwortsignal auslöst. Die Laufzeit zwischen Abfrage- und Antwortsignal ist wieder ein Maß für die Entfernung. In größerem Abstand vom Sender ist R praktisch gleich der horizontalen Entfernung, in Sendernähe ist dagegen der „Höhenfehler“ (s.o.) zu berücksichtigen. Wegen der linearen Ausbreitung der UHF-Signale kann in niedriger Höhe die Reichweite durch Hindernisse eingeschränkt sein. Aus dem gleichen Grunde wächst die Reichweite mit zunehmender Höhe bis max. 200 NM. Auf Grund des stochastisch wiederholten Frage-Antwort-Verfahrens ist beim Einschalten des Empfängers ein Suchlauf nötig, der bis zu 20 s dauert. Im anschließenden Nachlaufbetrieb erfolgen Messung und Auswertung mit einer Folgefrequenz von 25 bis 30 Hz. Das Signal heutiger DME-Systeme ist mit 0,1 km quantisiert, das DME ist damit eines der genauesten Ortungsverfahren. Mit neueren Systemen (Präzisions-DME) wird bei einer Quantisierung von 10 m eine Genauigkeit der Entfernungsmessung bis zu 10 m angestrebt.

Eine Geschwindigkeitsbestimmung aus der zeitlichen Änderung des DME-Signals ist für Anzeigezwecke zwar möglich, für die Flugregelung wegen der Quantisierung aber nicht direkt einsetzbar, sondern nur zur Stützung anderer Geschwindigkeitssignale. Es ist allerdings zu beachten, daß stets die Relativgeschwindigkeit zur DME-Station angezeigt wird, diese ist z.B. beim Kreisflug um die Station null.

9.5.4 Automatische Funkpeilung (Radiokompaß)

Die Automatische Funkpeilung (*automatic direction finding*, ADF) wird trotz ihrer relativ geringen Genauigkeit häufig als Orientierungshilfe eingesetzt, und zwar sowohl im Streckenflug, als Anflughilfe (*locator*) bei kleineren Flugplätzen, als Referenz für eine Warteschleife (*holding fix*), oder als *initial approach fix* im Nahverkehrsbereich. Es handelt sich um eine Eigenpeilung, die im Sinne von Kap. 9.5.1 für sich allein noch keine Standlinie liefert. Das Ausgangssignal des ADF-Empfängers gibt die Richtung an, in der ein ungerichtetes Mittelwellen-Funkfeuer (*non directional beacon*, NDB) relativ zur Flugzeuglängsachse gesehen wird, vgl. Bild 9.15. Das Meßprinzip beruht auf der Suche des Feldstärkeminimums, früher durch automatisches Nachführen einer Richtantenne im Flugzeug, heute mit Hilfe fest eingebauter Ferritantennen (Goniometer). Die Richtung des angewählten Senders relativ zur Flugzeuglängsachse ρ_{rel} wird als Seitenpeilung (*relative bearing*) bezeichnet. Zur Ermittlung der absoluten, mißweisenden Peilung (*magnetic bearing*) muß hierzu der mißweisende Steuerkurs (*magnetic heading*) Ψ_m addiert werden. Daraus ergibt sich die Standlinie zum Sender mit der auf mißweisend Nord bezogenen Horizontalpeilung ρ_m (vgl. Kap. 2.4.1).

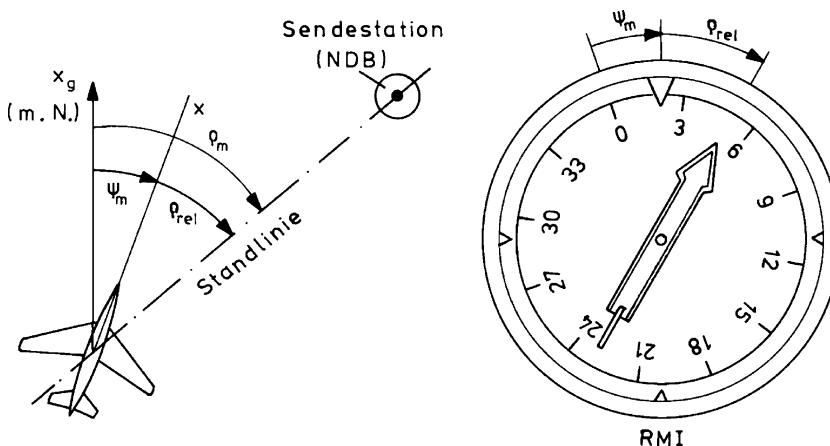


Bild 9.15 Zur Standlinienbestimmung mit NDB

In einfachen Anzeigegeräten wird nur die Seitenpeilung als Winkel zwischen Nadel und feststehender Kompaßrose angezeigt. In aufwendigeren Geräten (Radiokompaß, *radio magnetic indicator*, RMI) wird die Kompaßrose vom Kurskreisel nachgeführt, so daß die beiden Winkel Ψ_m und ρ_{rel} am gleichen Fluginstrument abgelesen werden können /Pallet 72/.

Durch Konstanthalten ihrer Summe ρ_m ist ein Fliegen auf einer festen Standlinie, z. B. auf das Funkfeuer zu, grundsätzlich möglich, allerdings auf Grund des Meßverfahrens (Feldstärkemaximum, Magnetkompaß) nur mit geringer Genauigkeit.

9.5.5 UKW-Drehfunkfeuer (VOR und TACAN)

Das an Bord empfangene Signal eines Drehfunkfeuers ist gleich dem Peilwinkel, unter dem das Flugzeug vom Sender aus relativ zur magnetischen (mißweisenden) Nordrichtung gesehen wird. Diese Fremdgeleistung liefert ohne Hinzunahme eines Kompasses eine Standlinie und ist somit von dessen Fehlern unabhängig.

Bei den im UKW-Bereich arbeitenden VOR-Sendern (*VHF omni-directional radio range*) wird von einer feststehenden Antenne ein ungerichtetes UKW-Referenzsignal ausgesandt. Eine mit 30 U/min rotierende Dipolantenne (bzw. eine feststehende Gonioantenne mit rotierendem Richtdiagramm) sendet ein zweites, mit 30 Hz phasenmoduliertes Signal aus. Der an Bord gemessene Phasenwinkel zwischen beiden empfangenen Signalen entspricht dem Peilwinkel ρ' von der Funkstation aus, vgl. Bild 9.16, d. h. dem Winkel zwischen mißweisend Nord und der Standlinie, auf der sich das Flugzeug gegenüber der Station derzeitig befindet. Das für den militärischen Bereich entwickelte UHF-TACAN-Verfahren (*tactical air navigation aid*) liefert die gleiche Information, allerdings mit höherer Genauigkeit und größerer Störfreiheit.

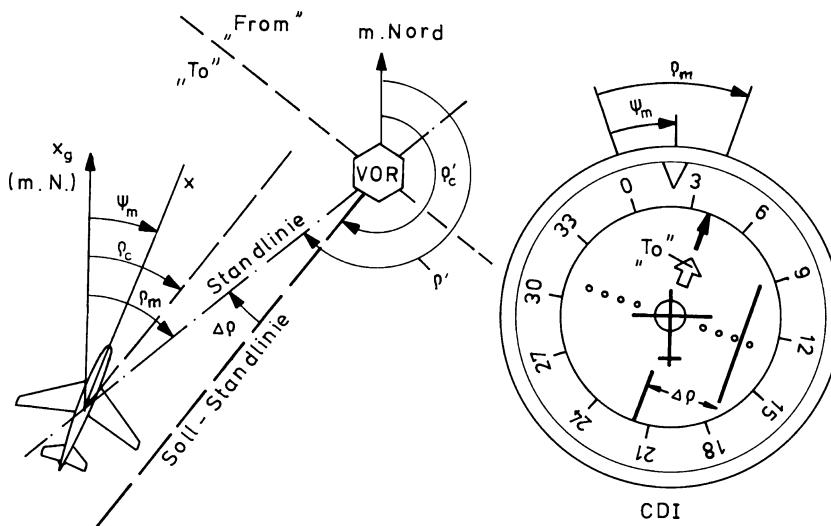


Bild 9.16 Zur Standlinienbestimmung mit VOR/TACAN gegenüber mißweisend Nord

Die Horizontalpeilung $\rho = \rho' - 180^\circ$, unter welcher der Sender vom Flugzeug aus gegenüber Nord gesehen wird, ist Grundlage der Anzeige. Wegen der Kompatibilität zum ADF (das VOR-Signal kann auch auf dem RMI angezeigt werden) wird aber im VOR-Empfänger zunächst (über ein Differential-Synchro) der Winkel $\rho_{\text{rel}} = \rho - \psi$ gebildet und damit der Zeiger gegenüber der Skalenlängsachse ausgelenkt. Die Auslenkung der Kompaßrose erfolgt getrennt durch das Kreiselkompaßsignal. Der Original-Meßwert ρ ist deshalb i. allg. nicht als elektrisches Signal verfügbar.

Das VOR-Anzeigegerät ist gegenüber dem RMI um eine Anzeige der Ablage von einer Sollstandlinie erweitert und wird als *course deviation indicator* (CDI) bezeichnet. In neueren Instrumentensystemen ist die VOR-Anzeige in das zentrale Navigationsinstrument, den *horizontal situation indicator* (HSI) oder das *navigational display* (vgl. Kap.18.1) integriert.

Wird an Bord eine Sollstandlinie (*radial*) mit dem Winkel $\rho_c = \sigma_c$ zu mißweisend Nord vorgewählt, auf der das Flugzeug auf die VOR-Station zu oder von dieser wegfliegen soll, so kann die Peilwinkelabweichung $\Delta\rho$ (*VOR error*) zwischen derzeitiger Standlinie und Sollbahn (*desired track*) an Bord errechnet und als Maß für die Ablage von der Sollbahn im CDI durch seitliche Versetzung der Nadel (*bar*) angezeigt werden, vgl. Bild 9.16. Der Vollausschlag von $\Delta\rho = \pm 10^\circ$ ist üblicherweise in 5 Punkte (*dots*) eingeteilt. Das gleiche Signal steht für den Regler zu Verfügung, um das Flugzeug auf der Sollstandlinie zu halten.

Da der vorgewählte Winkel ρ_c beim Überflug über den Sender beibehalten wird, muß zur Vermeidung von Zweideutigkeit im CDI zusätzlich angezeigt werden, ob der gewählte Kurs auf die VOR-Station zu- oder von ihr wegführt. Hierzu wird die Anzeige durch die Angabe „To“ oder „From“ (Pfeil) ergänzt, wobei die Definition gilt

$$\begin{aligned} \text{„To“} & \quad \text{für } \rho_c - 90^\circ < \rho < \rho_c + 90^\circ, \\ \text{„From“} & \quad \text{für } \rho_c + 90^\circ < \rho < \rho_c - 90^\circ. \end{aligned}$$

Auch diese Zusatzinformation wird dem Regler zur Verfügung gestellt. Der Empfang von VOR-Stationen entspricht der für UKW-Empfang typischen Sichtlinie, die Reichweite ist von der Flughöhe abhängig und beträgt oberhalb 1 000 ft mindestens 40 NM. Die Genauigkeit der Winkelmessung liegt senderseitig bei einem Grad, kann aber infolge von Ausbreitungsfehlern (Gelände) und Störung durch Bordgeräte bis zu 5° betragen.

VOR-Stationen sind heute meistens mit DME Sendern paarweise an gleicher Stelle angeordnet. Trotz des unterschiedlichen Frequenzbereichs können beide gemeinsam angewählt werden. Beide haben eine weltweite Verbreitung und eine gegenüber anderen Ortungsverfahren hohe Genauigkeit. Sie sind das „Arbeitspferd der landgestützten Flugnavigation“ (*/Clausing 88/*) und lassen sich bei mehreren erreichbaren Stationen zur Flächennavigation einsetzen.

9.5.6 Langstrecken-Ortungsverfahren

Die Ortung und Flächennavigation über große Entfernungen und über See erfolgt durch die relative Entfernungsmessung zu mehreren Sendern. Daraus wird in einem Bordrechner nach z. T. sehr komplizierten Verfahren die Flugzeugposition nach geografischer Länge und Breite berechnet und angezeigt. Die Rechner sind in der Lage, Flugpläne mit mehreren Wegpunkten zu speichern und daraus die gewünschten Flugbahnen als Großkreisausschnitte zu berechnen und mit der tatsächlich geflogenen Bahn zu vergleichen. Aus der Differenz zweier aufeinanderfolgender Messungen werden die aktuelle Geschwindigkeit über Grund und der aktuelle Bahnazimut berechnet. Auf Grund dessen können folgende Größen angezeigt werden:

- Grund-Geschwindigkeit (*ground speed*),
- Kurs über Grund (*track* σ) bzw. Bahnazimut (*flight path azimuth* χ),
- Abstand von der vorgewählten Flugbahn (*cross track error* ΔR_{yg}),
- Abdriftwinkel (*drift angle* $\beta_K = \chi - \Psi$),
- Entfernung und verbleibende Flugzeit zum nächsten Wegpunkt (*time to go*).

Ein solches Ortungssystem bezeichnet man als passiv, d. h. die Information ist jederzeit und überall verfügbar und braucht vom Flugzeug her nicht aktiv abgerufen zu werden.

Als bodengebundenes Ortungssystem hat nur noch LORAN-C (*Long Range Navigation, Version C*) Bedeutung für die Luftfahrt. LORAN-C arbeitet mit Ketten von jeweils drei Langwellensendern. Der Hauptsender löst bei den beiden Sekundärsendern ein Signal aus, im Bordempfänger werden die Zeitunterschiede zwischen dem empfangenen Hauptsignal und den beiden Sekundärsignalen berechnet. Diese entsprechen Entfernungsdifferenzen und führen zu zwei hyperbolischen Standlinien, deren Schnittpunkt gleich der aktuellen Flugzeugposition ist. LORAN-C wurde ursprünglich für die Seefahrt entwickelt. Es hat den Nachteil einer begrenzten Überdeckung (im wesentlichen Nordatlantik, USA, Nordpazifik) und ist über dem europäischen Festland nicht verfügbar. Da die Bordausstattung sehr preiswert ist, wird es in den USA von der Allgemeinen Luftfahrt viel benutzt. Seine Genauigkeit schwankt je nach der relativen Position zu den Sendern zwischen 0,1 und 2,5 NM, über größere Entfernungen ist es also genauer als VOR/DME. Obwohl das LORAN-C System im Vergleich zur Satelliten-Ortung eine geringere Genauigkeit aufweist, wird es aufgrund seiner alternativen Signalcharakteristik (Langwellen) als Komplementärsystem weiterhin Bedeutung haben.

9.5.7 Satellitenortung

Das in den USA von militärischer Seite entwickelte und betriebene Satelliten-Ortungssystem „*Global Positioning System*“ (GPS), steht auch zivilen Nutzern zur Verfügung. Die Bordgeräte sind klein, leicht und preiswert, das Verfahren liefert weltweit eine Positionsgenauigkeit besser als 15 m im *Coarse Aquisition (C/A) Code* und 5 m im *Precise (P) Code* (durch Verschlüsselung nur militärisch nutzbar), womit es alle anderen Langstrecken-Ortsverfahren weit übertrifft.

Das Verfahren basiert auf der Entfernungsmessung zu jeweils mindestens drei Satelliten, deren momentane Positionen (Bahnen) bekannt sind. Die Flugzeugposition ist gleich dem Schnittpunkt der drei Kugelflächen um die Satelliten (Standflächen) entsprechend Bild 9.14b. Zum Ausgleich von Zeitfehlern ist die Messung zu einem vierten Satelliten erforderlich. Damit jederzeit an jedem Punkt der Erde mindestens vier Satelliten sichtbar sind, sind 24 Satelliten auf gleichmäßig verteilten Umlaufbahnen in 20 000 km Höhe installiert (mit zwei Umläufen pro Tag). Ihre Bahndaten werden ständig überwacht und korrigiert. Sie sind mit Atomuhren ausgestattet, so daß sie untereinander genau synchronisiert sind. Sie senden im

UHF-Band einen pseudo-stochastischen Code, der sich in der zivilen Betriebsart C jede Millisekunde wiederholt.

Der Bordempfänger muß zunächst beim Einschalten auf diesen (bekannten) Code synchronisiert werden. Das empfangene Signal enthält die Satelliten-Bahnparameter (Ephemeriden) und den genauen Zeitpunkt, an dem es gesendet wurde. Mit Hilfe einer Quarzuhr wird an Bord die Laufzeit des empfangenen Satellitensignals gemessen und in eine Entfernung umgerechnet. Mit Hilfe der errechneten aktuellen Satellitenposition ergibt sich daraus die Standfläche. Da die Zeitmessung mit der einfacheren Borduhr fehlerhaft ist, muß diese durch Entfernungsbestimmung zu einem vierten Satelliten mit Hilfe einer Ausgleichsrechnung korrigiert werden.

Während der Meß- und Rechenzeit haben sich sowohl die Satelliten, die Erde, als auch das Flugzeug weiterbewegt. Außerdem entstehen Laufzeitfehler infolge unterschiedlicher Wellenausbreitung in der Ionosphäre, die in der zivilen Betriebsart nicht bekannt sind. Bei am Boden stationierten Empfängern lassen sich diese Fehler gut korrigieren, so daß in der Satellitengeodäsie Genauigkeiten im Bereich einiger Zentimeter erreicht werden. Die ständige Ortsveränderung des Flugzeugs erschwert aber eine solche Korrektur, außerdem ist die Verzögerung des Meßsignals um ca. eine Sekunde hinderlich.

Betreibt man neben dem Bordempfänger einen z. B. in Flugplatznähe fest installierten Bodenempfänger, so können diese Fehler dort ermittelt und an den Bordrechner per Funk weitergegeben werden. Mit Hilfe dieser „Differential-GPS“-Methode läßt sich in stationären Flugphasen eine Positionsgenauigkeit unter 20 cm sowohl azimutal als auch vertikal erreichen /[Jakob Sch 89](#)/. Damit wären die Genauigkeitsforderungen für Präzisionsanflüge unter CAT III-Bedingungen erfüllt. Das Verfahren ist darüber hinaus einsetzbar sowohl zur Vermessung von Funknavigationsanlagen als auch für Aufgaben der Rollfeldführung. Eine weitere Verbesserung der Genauigkeit und der Fehlerkorrektur ist durch Einsatz des GPS-Dopplerverfahrens erreichbar, die auf einer Frequenz- und Phasenmessung beruht /[Tiemeier Sch 92](#)/.

Bei dynamischen Flugmanövern entstehen weitere Fehler. Diese resultieren aus einer Beschleunigungsempfindlichkeit der Quarzuhr und der zeitweisen Unterbrechung des Empfangs einzelner Satelliten infolge Abschattung (Sichtlinie Antenne-Satellit) im Kurvenflug. Außerdem sind die dynamischen Eigenschaften des GPS unbefriedigend: bei einer Beschleunigung des Flugzeugs wurde gegenüber der INS-Messung ein Schleppfehler von 6 s festgestellt. Eine Abhilfe bietet die gegenseitige Stützung von GPS und INS. Die guten dynamischen Eigenschaften von INS und die guten stationären Eigenschaften von GPS lassen sich mit Hilfe eines Kalman-Filters miteinander verbinden. Das INS liefert zudem die notwendige Überbrückung bei Abschattung und während der Aquisitionsphase zu einem neu aufgehenden Satelliten.

Mit einem auf dieser Grundlage entwickelten Experimental system wurden bereits 1993 automatische Anflüge durchgeführt und damit nachgewiesen, daß GPS nicht nur für die Lang- und Kurzstreckennavigation, sondern auch für Start und Landung geeignet ist. Satellitenortungssysteme wie GPS, GLONASS und

GALILEO werden Bestandteile eines zukünftigen integrierten Satellitennavigationssystems sein, das für zivile und militärischen Nutzung in allen drei Streckenbereichen zur Verfügung steht /[Collinson 03](#)/.

9.6 Navigationssysteme

Nachdem in Kap.[9.5](#) schon die Einbindung von Ortungsverfahren in Navigationssysteme angedeutet wurde, werden im folgenden die wichtigsten Navigationssysteme für die Langstreckennavigation und für den Landeanflug kurz beschrieben.

9.6.1 Trägheitsnavigation (INS)

Es ist prinzipiell möglich, aus der Messung des Beschleunigungsvektors den Bahngeschwindigkeitsvektor und daraus die Position zu integrieren. Voraussetzung dazu ist aber entweder eine genaue Koordinatentransformation zwischen den Meßachsen und dem Inertialraum, oder die Anordnung der B-Messer auf einer Plattform, die stets genau in der Erdhorizontalen und nach Norden ausgerichtet bleibt. Außerdem muß die Anfangsposition exakt bekannt sein und die zweifache Integration muß driftfrei erfolgen.

Die erforderliche Genauigkeit wird bei mechanischen Systemen durch Stabilisierung einer kardanisch aufgehängten Plattform mit Hilfe hochgenauer Kreisel und Beschleunigungsmesser erreicht /[Stieler Wi 82](#)/. Eine solche Trägheitsplattform (*inertial navigation system*, INS) liefert folgende Informationen in sehr guter Qualität:

- die wahre Nordrichtung,
- das wahre Lot,
- die Eulerwinkel Ψ, Θ, Φ ,
- Beschleunigungs- und Geschwindigkeitskomponenten in geodätischen Achsen,
- die Position in geografischer Länge und Breite.

Hierzu steht allerdings in älteren Geräten nur die Position als Ausgabegröße zur Verfügung. Die Vertikalkomponenten von Beschleunigung, Geschwindigkeit und Position (Höhe) können auf interialem Wege nicht mit ausreichender Genauigkeit ermittelt werden. Sie werden durch barometrische Höhenmessung gestützt.

Die mit einer stabilisierten Plattform gewonnenen Größen lassen sich mit heutigen modernen Systemen mit Hilfe von „strap-down“-Systemen ermitteln. Hier wird die Information mittels fahrzeugfest montierter B-Messer und W-Kreisel gewonnen, und daraus Geschwindigkeit und Position über eine entsprechende Koordinatentransformation digital berechnet. Solche Systeme sind kostengünstiger, sie bieten außerdem den Vorteil, daß auch die flugzeugfesten Beschleunigungs- und Drehgeschwindigkeitskomponenten als Meßwerte zur Verfügung stehen (*inertial reference/measurement unit*, IRU/IMU).

Trotz der hohen Kosten werden Trägheitsnavigationssysteme seit langem im militärischen und auch im zivilen Bereich eingesetzt. Da sie auf einer bordautonomen Messung beruhen, sind sie nicht auf Bodenanlagen angewiesen und weltweit über Land und See einsetzbar. Ihre Genauigkeit ist hauptsächlich von der Güte der eingesetzten Kreisel abhängig. Ein typischer Wert für heutige INS-Systeme ist eine Drift von 1 NM pro Stunde. Eine ausreichend genaue Positionsbestimmung ist darüber hinaus von einer sorgfältigen Ausrichtung in die Horizontale und nach Nord am Startpunkt und von einer Kompensation aller Fehler abhängig. Hierzu ist bei mechanischen Plattformen (abhängig von der geografischen Breite) eine Ausrichtzeit von bis zu ca. 45 Min. und bei Strapdown-Systemen von ca. 6 Min. nötig.

Neuere Systeme liefern nicht nur Navigationsgrößen und Führungswerte für den Autopiloten im Reiseflug, sondern auch hochpräzise Lage- und Winkelgeschwindigkeitsdaten für den Flugregler und das Instrumentenlandesystem. Für eine genaue Beschreibung der Funktion von Trägheitsnavigationssystemen sei auf die Literatur verwiesen [/Stieler Wi 82/](#), [/Wendel 07/](#). Trägheitsnavigationssysteme erlauben wie alle Navigationssysteme die Eingabe vorgeählter Wegpunkte sowie gewünschter Kurse (Standlinien) zwischen den Wegpunkten. Sie werden beaufschlagt mit den Meßgrößen Fluggeschwindigkeit (TAS) aus dem Luftwerterechner und dem Steuerkurs Ψ aus der Kurskreiselanlage. Sie liefern als Ausgangsgrößen die Geschwindigkeit über Grund ($V_K \cos \gamma$), den wahren Kurs über Grund (σ), den Abdriftwinkel ($\beta_K = \chi - \Psi$), den seitlichen Abstand von der vorgewählten Flugbahn (D), die Entfernung und die restliche Flugzeit zu den Wegpunkten, sowie aus dem Vergleich mit V_{TAS} und Ψ den mittleren Wind nach Größe und Richtung.

9.6.2 Satellitennavigation

Ein Satellitennavigationssystem kann alle Phasen des Fluges unterstützen, wenn die jeweiligen Anforderungen an Integrität und Genauigkeit erfüllt werden. Daher wurden Konzepte entwickelt, um die Integrität durch ein Netzwerk von Überwachungsstationen am Boden zu verbessern und die Genauigkeit durch Übertragung von Differential-Korrekturdaten zu steigern. Für den amerikanischen Raum entstand unter der Verantwortung der Federal Aviation Administration (FAA) das Wide Area Augmentation System (WAAS), das Überwachungs- und Korrekturdaten über geostationäre Satelliten an den Nutzer weiterleitet. Für Europa und Afrika soll der European Geostationary Navigation Overlay Service (EGNOS) diese Aufgaben erfüllen, er ist seit 2003 verfügbar [/Mensen 04/](#), [/Collinson 03/](#).

9.6.3 Integrierte Navigation

Bei der integrierten Navigation werden verschiedenen Navigationssensoren und Navigationsverfahren kombiniert, um die jeweiligen Nachteile zu kompensieren. So entstehen Systeme, deren Leistungsfähigkeit die der Teilsysteme deutlich

übertreffen ([/Wendel 07/](#), [/Groves 08/](#), [/Grewal We 01/](#)). Besonders gut ergänzen sich inertiale Navigation und Satellitennavigation. Während die Inertialnavigation kurzzeitgenau Position, Geschwindigkeit und Lage bestimmt, stellt der GPS-Empfänger langzeitgenau Positions- und Geschwindigkeitsinformationen zur Verfügung. So können die Langzeit-Navigationsfehler der inertialen Sensorik korrigiert und ein vorübergehender Ausfall der GPS-Information (z. B. durch Abschattung) überbrückt werden.

Die Fusion der Daten aus den beiden Quellen erfolgt in der Regel mit Hilfe eines Kalman-Filters, die inertialen Fehler werden durch die GPS-Stützinformation korrigiert. Dabei sind verschiedene Systemarchitekturen möglich. Werden GPS-Positions und -Geschwindigkeitsmessungen als Stützinformationen verwendet spricht man von einem *Loosely Coupled System*. Bei weniger als vier sichtbaren Satelliten geht diese Stützung verloren. Ein *Tightly Coupled System* verwendet direkt die Laufzeit des empfangenen Signals und eine Messung der Relativgeschwindigkeit zwischen Satellit und GPS-Empfänger. Mit diesen Informationen ist eine eingeschränkte Stützung auch bei weniger als vier sichtbaren Satelliten möglich.

Detaillierte Angaben zu Integrationsstrategien und zum Entwurf von Navigationsfiltern finden sich in [/Wendel 07/](#) und [/Titterton We 04/](#).

9.6.4 Landesysteme

Automatische wie manuelle Landeverfahren basieren seit Jahrzehnten auf dem ILS (*instrument landing system*), das in Verlängerung der Landebahnrichtung einen ortsfesten, um $2,5^\circ$ bis 3° nach oben geneigten „Leitstrahl“ liefert, vgl. Bild 9.17.

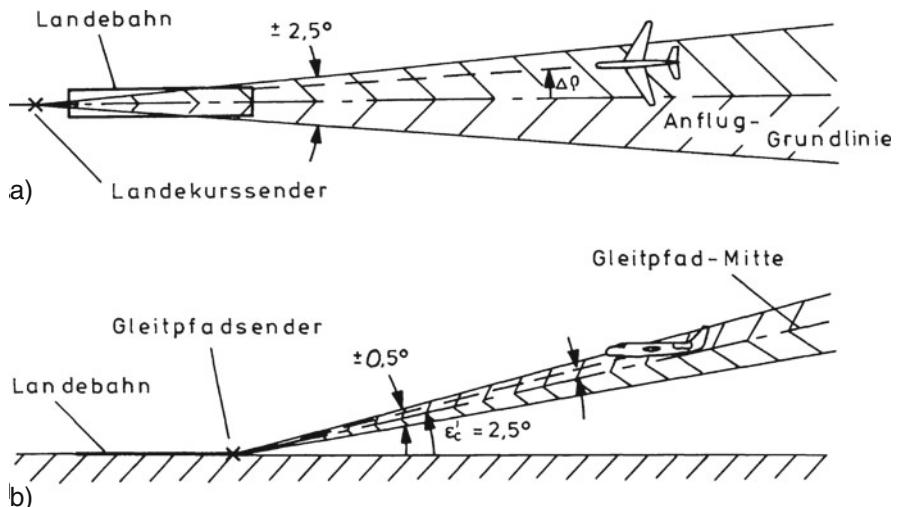


Bild 9.17 Beispiel für ein ILS-Leitstrahlsystem a) horizontale Ebene, b) vertikale Ebene

Die Antenne des Landekurssenders (*localizer*) steht an dem der Landeschwelle entgegengesetzten Ende der Landebahn und sendet zwei scharf gebündelte Keulen mit einer Trägerfrequenz von 110 MHz aus, deren linke mit 90 Hz und deren rechte mit 150 Hz moduliert ist. Die Ebene gleicher Feldstärke liefert eine vertikale Standfläche als Azimut-Referenz. Bis zu einer Entfernung von 17 NM muß das Signal in einem Winkelbereich von $\pm 35^\circ$ auswertbar sein, darüber hinaus bis zu einer Entfernung von 25 NM in einem Winkelbereich von $\pm 10^\circ$. Der linear auswertbare Bereich (Vollausschlag des Instruments) hängt von der Landebahnlänge ab: Für eine Bahnlänge von 3 000 m sind es etwa $1,9^\circ$.

Die Antenne des Gleitpfadsenders (*glide slope, GS*) steht 120–180 m seitlich der Landebahn in der Höhe des Aufsetzpunktes. Sie sendet ebenfalls zwei mit 90 Hz (oben) und 150 Hz (unten) modulierte Keulen (Trägerfrequenz 330 MHz) aus, deren um 2 bis 4° nach oben geneigte Schnittebene die Höhenreferenz liefert. Das Gleitpfadsignal muß in einem vertikalen Bereich von 45–175 % des nominellen Gleitpfadwinkels empfangbar sein (bei einem 3° – Pfad ist das also ein Bereich von $1,35$ bis $5,25^\circ$). Der Vollausschlag des Instruments ist allerdings schon bei 24% des nominellen Gleitpfadwinkels erreicht (bei einem 3° – Pfad entspricht das $\pm 0,72^\circ$). Azimutal ist ein Bereich von $\pm 8^\circ$ abzudecken /[ICAO 96](#)/.

Der Vollausschlag der Fluganzeigen (± 5 dots) entspricht $\pm 2,5^\circ$ für das Landekurssignal, der Empfängerausgang beträgt für Vollausschlag jeweils $150 \mu\text{A}$. In Flugregler-Unterlagen findet man häufig anstelle von Winkelangaben solche in „dot“ oder „ μA “.

Das Meßprinzip von Landekurs und Gleitpfad entspricht geometrisch dem VOR-Verfahren. Auch hier wird eine Winkelinformation geliefert, allerdings in einem sehr schmalen Winkelbereich. Im Unterschied zum VOR ist aber der ILS-Leitstrahl als Schnittlinie zwischen Landekurs- und Gleitpfadebene fest vorgegeben und es wird das Fehlersignal selbst empfangen. Dieses braucht also nicht an Bord berechnet zu werden. Die elektrischen Signale können direkt dem Autopiloten als Regelabweichungen zugeführt werden /[Kayton Fr 69](#)/.

Eine Entfernungsinformation erhält der Pilot über zwei auf der Anfluglinie installierte, nach oben gebündelte Funkfeuer als Einflugzeichen (*marker beacon*), das Voreinflugzeichen (*outer marker, OM*) in einer Entfernung von ca. 4,0 NM = 7 400 m vor der Landebahnschwelle und das Haupteinflugzeichen (*middle-marker, MM*) in ca. 3 500 ft = 1 050 m vor der Schwelle, vgl. Bild 9.18. Diese geben dem Piloten eine gewisse Referenz für die restliche Flugzeit bis zum Aufsetzen (vgl. Zahlenwerte in Bild 9.18 für $V_K = 80 \text{ ms}^{-1}$) und können im Autopiloten als Schaltimpulse, z. B. zum Umschalten von Betriebsarten verwendet werden. Einen weiteren Ersatz für die Entfernungsmessung auf dem Gleitpfad stellt die gemessene Radarhöhe dar, die bei fester Leitstrahlgeometrie und horizontalem Gelände in die Entfernung zur Landeschwelle umgerechnet werden kann. Die einzelnen Abschnitte von Anflug und Landung unter Einsatz des ILS-Systems werden in [Kap.16.4.1](#) beschrieben.

In den 1970er Jahren wurde ein neues Leitstrahlsystem entwickelt, das Mikrowellen-Landesystem (MLS). Es liefert in einem Überdeckungsbereich bis zu $\pm 60^\circ$ im Azimut und zwischen 1 und 20° in der Elevation die drei Größen

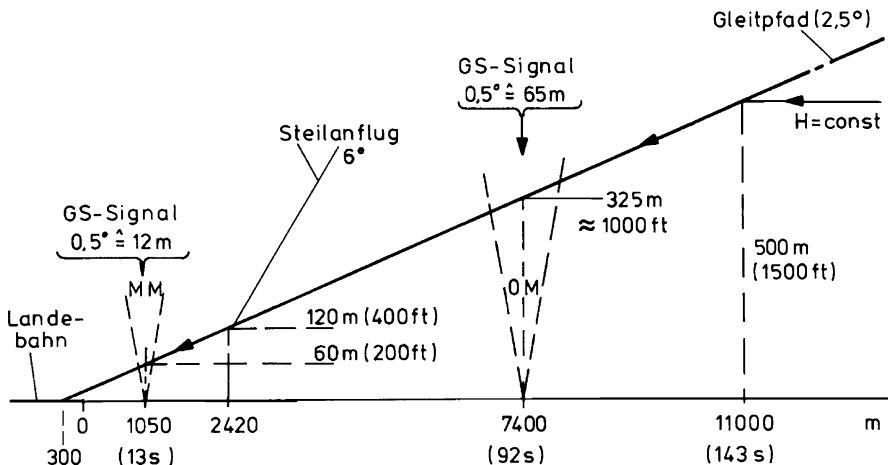


Bild 9.18 Beispiel für ein ILS-Leitstrahlsystem, vertikale Ebene (Höhenangaben für $\varepsilon' = 2,5^\circ$, Zeitangaben für $V_K = 80$ m/s)

Horizontalpeilung ρ , Elevationspeilung ε und Schrägentfernung R mit hoher Genauigkeit. Damit ist das Flugzeug nicht mehr an eine feste Flugbahn gebunden wie beim ILS-Leitstrahl. Es kann vielmehr auf Grund der kontinuierlichen Positionsbestimmung (ähnlich wie beim VOR/DME) eine gewünschte Flugbahn an Bord vorgegeben werden, die auch nicht mehr aus geraden Stücken zusammengesetzt sein muß, sondern kontinuierlich gekrümmt sein kann. Das MLS wurde aber bisher nur auf wenigen Verkehrsflughäfen installiert und wird sicher von dem weit leistungsfähigeren satellitengestützten Landesystem verdrängt werden. Dieses basiert auf dem Differential-GPS-Konzept (*Ground Based Augmentation System, GBAS*), bei dem Korrekturdaten für die genaue Positionsbestimmung an Bord mit Hilfe einer geodätisch vermessenen GPS-Bodenstation im Bereich der Landebahn gewonnen werden. Die ICAO-Standards wurden im Jahr 2001 verabschiedet, die operationelle Einführung von DGPS-Landehilfen (*Global Navigation Satellite System Landing System, GLS, Local Area Augmentation System, LAAS*) hat begonnen /Mensen 04/.

9.6.5 Neuere Entwicklungen

Bei der Diskussion des GPS in Kap. 9.5.7 wurde schon darauf hingewiesen, daß durch eine Verbindung mehrerer Ortungsverfahren eine Genauigkeitserhöhung und eine Vergrößerung des Einsatzbereichs erreicht werden kann.

Anstelle der Stützung eines Inertialnavigationssystems durch Daten eines GPS-Empfängers lassen sich auch Geländedaten verwenden. Ein *Terrain Referenced Navigation (TRN) System* ermittelt mit Hilfe eines Radar- oder Laserhöhenmessers das Höhenprofil des überflogenen Geländes. Der Vergleich mit gespeicherten

Geländedaten ermöglicht so eine Positionsbestimmung. Die Nachteile der GPS-Stützung (Ausfall bei Abschattung oder bewußter Störung) werden so vermieden.

Darüber hinaus ist es wichtig, die unabhängig voneinander entwickelten Navigationssysteme mit standardisierten Schnittstellen zu versehen, um sie je nach Verfügbarkeit der Ortungsinformation nebeneinander benutzen zu können. Alle Navigationsverfahren benötigen einen leistungsstarken Rechner, eine Bedienoberfläche (Eingabegerät) und eine Anzeige. Die Schnittstellen zum Piloten werden mehr und mehr vereinheitlicht mit Standardeingaben (Wegpunkte) und Standardausgaben (Bahngeschwindigkeit, Position, Kursablage, Weg und Zeit zum Zielpunkt).

Kombinierte Navigationssysteme (z. B. GNS-X-Collins) enthalten die Grundelemente Rechner, Bediengerät und Anzeige und erlauben die Einbeziehung verschiedener Ortungsverfahren (z. B. INS, GPS). Sie verfügen außerdem über einen Massenspeicher, der weltweite Informationen über Funkstationen enthält und regelmäßig aktualisiert werden kann.

Während ältere Navigationssysteme nur manuelle Eingaben erlauben und nur visuelle Informationen an den Navigator lieferten, wurden auch die Schnittstellen zwischen den Navigationssystemen und dem Anzeige-, Regelungs- und Flugmanagement-System automatisiert und ständig weiterentwickelt. Damit wird eine direkte Kopplung der beiden Hierarchieebenen Navigation und Regelung entsprechend [Bild 1.33](#) möglich.

9.7 Schätzfilter zur Meßwertkonsolidierung

Der in Kap.[9.4.2](#) behandelte magnetfeldgestützte Kurskreisel ist ein Beispiel für die Verbesserung von Meßsignalen durch gegenseitige Stützung zweier Meßsysteme mit unterschiedlichem Kurzzeit- und Langzeit-Fehlerverhalten. Dieses Prinzip wird in der Flugregelung und Navigation vielfach angewendet, wie z. B. bei der gegenseitigen Stützung von Funk- und Trägheitsnavigationssystemen.

Die Verfügbarkeit digitaler Rechentechnik an Bord von Flugzeugen erlaubt es, dieses Prinzip von der ursprünglichen elektromechanischen Stützung allgemein auf die Filterung von Meßsignalen unter Berücksichtigung ihres Fehlerverhaltens auszudehnen. Theoretische Grundlage hierzu ist die Kalman-Filterung [/Brammer Si 75/, /Krebs 80/, /Farrel Ba 98/, /Wendel 07/](#), dessen Prinzip wird kurz an einem Beispiel erläutert.

Häufig lässt sich aber auch schon durch komplementäre Filterung (= von der Frequenz abhängige unterschiedliche Wichtung) zweier Meßsignale das gewünschte Ergebnis erzielen. Für eine solche Meßwertschätzung oder Signalverbesserung mit einfachen Mitteln werden ebenfalls einige Beispiele angegeben.

9.7.1 Kalman-Filter

Grundlage jeder Navigation ist eine gute Modellvorstellung, die in Form einer Land-, See- oder Flugkarte gespeichert ist. Auf Grund einer Richtungs- und

Geschwindigkeitsmessung wird eine Vorhersage für die zukünftige Position gemacht (und evtl. in die Karte eintragen) und von Zeit zu Zeit mit Meßwerten verglichen, d. h. mit einer Positionsbestimmung. Aus dem festgestellten Fehler leiten wir eine Verbesserung der nächsten Vorhersage („Schätzung“) ab. Das ist genau das Grundprinzip der Kalman-Filterung.

Der zu messende Vorgang (Prozeß) wird in einem Filter (Rechenalgorithmus) dynamisch nachgebildet, verfügbare Meßwerte werden mit den Schätzwerten verglichen und die Schätzfehler auf das Filter (Modell) zurückgeführt. Ist reichlich richtige Meßinformation vorhanden, so wählt man eine hohe Rückführverstärkung und koppelt damit die Vorhersage hauptsächlich an die Messung. Ist das nicht der Fall (z. B. bei starkem Meßrauschen), so wird die Rückführverstärkung erniedrigt und somit dem Modell eine höhere Bedeutung gegeben als der Messung. Auch das ist mit dem Vorgang der Navigation vergleichbar: sind ausreichend Möglichkeiten zur guten Positionsbestimmung vorhanden, so wird man hauptsächlich nach diesen Messungen navigieren. Ist das nicht der Fall (z. B. im Nebel), so muß man sich überwiegend auf die Vorhersage mit Hilfe des Modells (der Karte) verlassen. Bei gleichbleibender Meßqualität werden vorzugsweise konstante Rückführverstärkungen eingesetzt, man spricht dann von einem „stationären Kalman-Filter“ oder einem Luenberger-Beobachter, vgl. [Kap.12.1.5](#). Die Filterrückführungen können dann nach anderen Kriterien, z. B. denen des dynamischen Filterverhaltens ausgewählt werden.

Kalman-Filter wurden ursprünglich für Zwecke der Navigation entwickelt; hier liegt auch heute noch ihr Haupt-Anwendungsbereich. Der Grund dafür ist, daß die Modelle in der Navigation recht einfach und genau bekannt sind, wie das folgende Beispiel zeigt. Beschleunigung, Geschwindigkeit und Position gehen durch Integration auseinander hervor. Ist die Fahrzeugmasse bekannt, so gibt es (außer Meßfehlern) keine unbekannten Parameter und die Modellierung dieses Zusammenhangs wirft keine großen Probleme auf. In Bild 9.19 sind Beschleunigungsmessersignal b_x , Bahngeschwindigkeit V_K und Schrägentfernung R entsprechend dem Signalflußdiagramm von [Bild 7.5](#) durch Integratoren verbunden (die genauen Zusammenhänge liefern die [Gleichungen 2.4.15, 2.4.17, 5.2.3](#) und [5.2.15](#)). Dieser „Prozeß“ ist in dem darunter gezeichneten Filtermodell nachgebildet.

Die Bahngeschwindigkeit V_K ist nur mit hohem Aufwand (INS) meßbar, sie ist aber zur Bestimmung der Windgeschwindigkeit notwendig. Steht ein gutes Entfernungsmeßsystem zur Verfügung (Präzisions-DME), so läßt sich V_K nach [Gl.2.4.17](#) aus dem Entfernungssignal schätzen. Da wegen höherfrequenter Störanteile und Diskretisierung R nicht differenziert werden kann, wird hierzu das Filter von Bild 9.19 verwendet. Diesem werden als Meßinformation das B-Messersignal b_x und das DME-Signal R zugeführt. Als Anfangswert für den Schätzwert \hat{V}_K dient z. B. die gemessene Fahrt V_A . Der resultierende Schätzwert \hat{R} wird mit der gemessenen Schrägentfernung R verglichen und der resultierende Schätzfehler \tilde{R} zur Korrektur auf beide Integratoren zurückgeführt. Die Rückführverstärkungen k_1 und k_2 sind bei Annahme realistischer Störungen durch Optimierung zu ermitteln. Nach [/Schänzer 76/](#) arbeitet das Filter optimal, wenn es eine Nachbildung des Fahrzeugverhaltens darstellt, d. h. in diesem Fall die Eigenwerte der Phyoide enthält. In

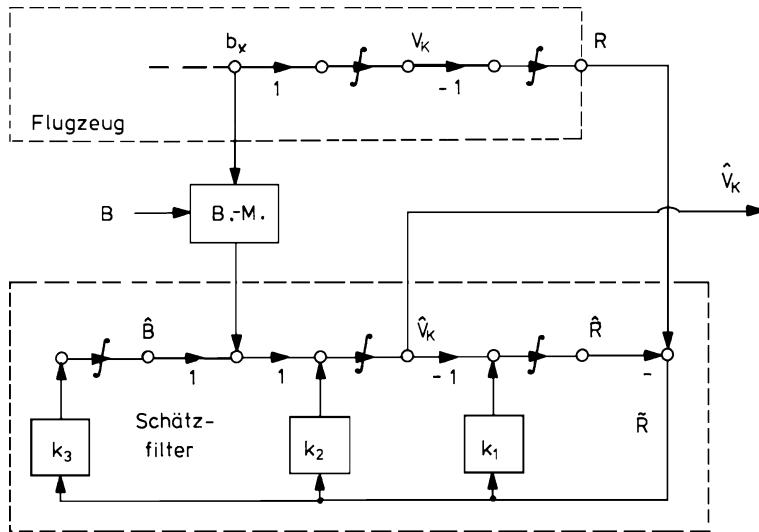


Bild 9.19 Prinzip eines modellgestützten Schätzfilters (Kalman-Filter für die Bahngeschwindigkeit V_K), B.-M.: Beschleunigungsmesser

/Barth Br 76/ wird ein ähnlich aufgebautes, nichtlineares Filter zur Schätzung des Scherwindgradienten beschrieben.

Deterministische Meßfehler sollten im Filtermodell ebenfalls nachgebildet werden. Ein Beispiel dafür ist der Nullpunktfehler (*bias*) B des Beschleunigungsmessers, der das Schätzergebnis verfälscht. Da seine Größe unbekannt ist, muß er mitgeschätzt werden. Wird B als konstant angenommen, so läßt es sich durch einen offenen Integrator modellieren, vgl. Bild 9.19. Der Integrator für B wird ebenfalls mit einer Schätzfehlerrückführung \tilde{R} beaufschlagt, so daß sich als Stationärwert $\hat{B} = B$ einstellt. Hiermit wird nicht nur die Genauigkeit der V_K -Schätzung verbessert, sondern auch eine nullpunktfehlerfreie Beschleunigungsmessung erzielt.

9.7.2 Komplementäre Filterung

Das Grundprinzip der komplementären Filterung ist in Bild 9.20 gezeigt. Es besteht darin, Signale von Sensoren mit gegensätzlichem Fehlerverhalten so miteinander zu kombinieren, daß das Signal mit hohem Rauschanteil in einem Tiefpaß, das Signal mit Nullpunktfehler oder Drift in einem Hochpaß gefiltert wird. Die Zeitkonstanten beider Filter sind so aufeinander abzustimmen, daß ein guter Kompromiß zwischen Kurzzeit- und Langzeitfehlern erreicht wird. Einige Beispiele sollen die Anwendung erläutern.

Höhe über Grund

Die barometrisch gemessene Höhe H_{bar} ist zwar ein im höherfrequenten Bereich sehr brauchbares Signal, der Stationärwert ist aber von Bodendruck und Temperatur

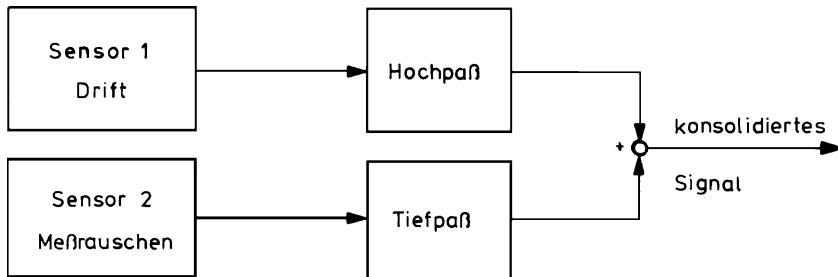


Bild 9.20 Prinzip der komplementären Filterung

abhängig, vgl. Gl.9.2.1. Dadurch hat dieses Signal einen Nullpunktfehler (*bias B*). Das Signal eines Radiohöhenmessers H_{RH} hat dagegen keinen Nullpunktfehler, ist aber je nach Geländeform und Bodenbeschaffenheit mehr oder weniger stark verrauscht (Rauschanteil v). Legt man nun entsprechend Bild 9.21 das Signal des barometrischen Höhenmessers an einen Hochpaß und das des Radiohöhenmessers an einen Tiefpaß, so erhält man durch Mittelung ein konsolidiertes Signal \hat{H} für die Flughöhe. Es gilt mit

$$H_{bar} = H(s) + B \quad \text{und} \quad H_{RH} = H(s) + v(s) \quad (9.7.1)$$

$$\begin{aligned} \hat{H}(s) &= H_{bar} \frac{Ts}{1+Ts} + H_{RH} \frac{1}{1+Ts} \\ &= \frac{(H(s) + B)Ts + (H(s) + v(s))}{1+Ts} = \frac{H(s)(1+Ts) + BTs + v(s)}{1+Ts} \\ &= H(s) + B \frac{Ts}{1+Ts} + v(s) \frac{1}{1+Ts}. \end{aligned} \quad (9.7.2)$$

Der konstante Bias B und das höherfrequente Rauschen v werden beide reduziert, so daß ein guter Schätzwert für die tatsächliche Höhe erzielt wird. Wird wie hier eine einheitliche Zeitkonstante gewählt, so können beide Sensorsignale auf das in Bild 9.21 gezeigte, gemeinsame Filter geführt werden.

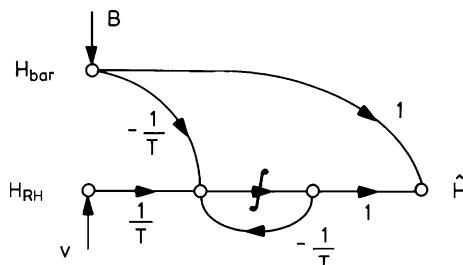


Bild 9.21 Komplementärfilter für die Höhe

Vertikalgeschwindigkeit

Die Messung der Vertikalgeschwindigkeit mit Hilfe eines Variometers ist verzögerrungsbehaftet und nicht sehr genau. Deshalb greift man für Regelungszwecke auf eine Differentiation der barometrischen Höhe zurück. Das Höhensignal beinhaltet aber Meßrauschen, deshalb ist nur eine verzögerte Differentiation (DT_1 -Filter) möglich. Durch Zumischung eines integrierten Beschleunigungssignals lässt sich diese Verzögerung wieder kompensieren. Aus dem Signal des Vertikalbeschleunigungsmessers nach Gl.9.3.3

$$b_z = \dot{w}_K - g \cos \Phi \cos \Theta \quad (9.7.3)$$

lässt sich nach Korrektur des Einflusses der Erdbeschleunigung g und der Fluglage Θ und Φ die zweite Ableitung der Höhe \ddot{H} gewinnen. Wird dieses Signal mit der barometrischen Höhe entsprechend Bild 9.22 verknüpft, so gilt

$$\hat{H}(s) = \frac{s}{1 + Ts} H_{\text{bar}}(s) + \frac{T}{1 + Ts} s^2 H(s) = \frac{s(1 + Ts)}{1 + Ts} H(s) = s H(s). \quad (9.7.4)$$

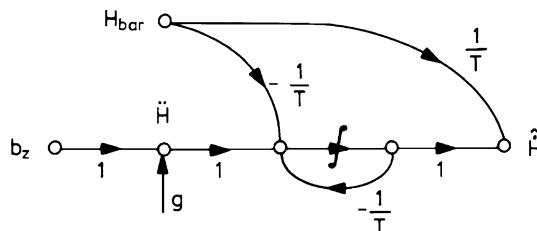


Bild 9.22 Angenäherte Schätzung der Vertikalgeschwindigkeit

Hierin ist die verzögerte Differentiation von H_{bar} ohne Schwierigkeiten realisierbar, der Nullpunktfehler (bias) des Höhenmessers bleibt ohne Einfluß. Die Filterung des Beschleunigungssignals bewirkt eine Reduzierung höherfrequenter Störanteile. Allerdings wird ein evtl. Nullpunktfehler des B-Messers nicht unterdrückt. Das Ergebnis ist ein verzögerungsfreies Vertikalgeschwindigkeitssignal recht guter Qualität.

Ausblick

Der Einsatz von nichtlinearen Beobachtern, Kalman-Filters und weiterer Verfahren wie die statistischen Tests und neuronaler Netze bieten neue Möglichkeiten, Meßwerte gegeneinander zu überprüfen oder schlecht meßbare Größen durch Schätzgrößen zu ersetzen [/Seidel 80/](#), [/Dunkel 94/](#), [/Dunkel 95/](#), [/Martens 94/](#). Voraussetzung dafür ist allerdings jeweils eine sehr genaue Kenntnis und Simulation des Gesamtprozesses, d. h. sowohl des Flugzeugbewegung unter Windeinfluß, als auch des Meßsystems.

9.7.3 Pseudointegration, Pseudodifferentiation

Abschließend soll noch ein Beispiel für die Ermittlung einer Variablen durch angehöerte Integration angeführt werden. Die Längsneigung Θ wird als Rückführgröße zur Stabilisierung in der Längsbewegung benötigt. Die Messung von Θ mit Hilfe eines Vertikalkreisels ist allerdings teuer und störanfällig. Außerdem wandert in längeren Beschleunigungsphasen der Vertikalkreisel infolge der Scheinlotstützung aus, so daß ein Meßfehler entsteht. Die Längsneigung lässt sich auch nach Gl.2.3.15

$$\dot{\Theta} = q_K \cos \Phi - r_K \sin \Phi \quad (9.7.5)$$

bei $\Phi = 0$ aus der Integration der Nickgeschwindigkeit q_K gewinnen. Die Integration liefert allerdings einen falschen Wert bei Kurvenflug und bei einem Nullpunktfehler des Nickgeschwindigkeitskreisels. Diese Fehler werden begrenzt, wenn q_K „pseudo-integriert“, d. h. auf ein Filter erster Ordnung mit großer Zeitkonstante (ca. 20 s) geführt wird. Es ist dann

$$\hat{\Theta} = \frac{T}{1 + T_s} q_K . \quad (9.7.6)$$

Das ist zwar nur ein Näherungswert für die Längsneigung, dieser reicht aber für Zwecke der Stabilisierung (d. h. für eine innere Regelschleife) aus, so lange Θ nicht genau geregelt werden soll. Somit lässt sich ein teurer Meßgeber einsparen und der obengenannte Stützfehler vermeiden /Redeker 86/.

So, wie ein Filter

$$\hat{g}_I(s) = \frac{T_I}{1 + T_I s} \quad (9.7.7)$$

eine Integration für Frequenzen oberhalb von $\omega = 1/T_I$ annähert (Pseudointegration), lässt sich eine angenäherte Differentiation mit

$$\hat{g}_D(s) = \frac{s}{1 + T_D s} \quad (9.7.8)$$

für Frequenzen unterhalb von $\omega = 1/T_D$ erreichen (Pseudodifferentiation).

Literaturverzeichnis zu Kapitel 9

- Abbing, F.J., Timmers, H.A.: Flight-testing of digital navigation and flight control systems. AGARDograph 237, vol. 7, Paris 1987.
- Bauss, W.: Radio navigation systems. AGARDograph, Pergamon Press, Oxford 1963.
- Barth, H., Brockhaus, R., Lonn, E., Wüst, P.: Entwurf und Erprobung von Schätzverfahren zur Ermittlung von Wind- und Böenstörungen zur Störgrößenkompenstation in Flugregelsystemen. ZTL-Bericht, Bodenseewerk, Überlingen 1976.
- Brammer, K., Siffling, G.: Kalman-Bucy-Filter. Oldenbourg, München 1975.

- Clausing, D.J.: Moderne Flugnavigation. Motorbuch Verlag, Stuttgart 1988.
- Collinson, R.P.G.: Introduction to avionic Systems. Kluwer Academic Publishers, Dordrecht 2003.
- Dunkel, W.: Nonlinear estimators for obtaining analytical redundancy of the aerodynamic states. 19. ICAS-Congress, Anaheim 1994.
- Dunkel, W.: Validierung nichtlinearer Schätzfehler mit erweiterten Modellen für Flugzeug und Meßsystem. Dissertation, TU Braunschweig 1995.
- Farrell, J., Barth, M.: The global positioning system & inertial navigation. McGraw-Hill, New York 1999.
- Ferrell, K.R.: Helicopter flight test instrumentation. AGARDograph 160, vol. 10, Paris 1980.
- Grewal, M., Weill, L., Andrews, A.: Global positioning systems, inertial navigation and integration. Wiley, New York 2001.
- Groves, P.D.: Principles of GNSS, inertial, and multisensor integrated navigation systems. Artech House Inc., Norwood 2008.
- Jacob, T., Schänzer, G.: Präzisionsnavigation mittels Systemintegration von GPS und IMU. DGON-Symposium „Satellitennavigation in der Flugführung“, TU Braunschweig 1989.
- Kayton, M., Fried, W.R.: Avionics navigation systems. Wiley, London 1969.
- Krebs, V.: Nichtlineare Filterung. Oldenbourg, München 1980.
- Leondes, C.T. (Hrsg.): Theory and applications of Kalman filtering. AGARDograph Nr. 139, Paris 1970.
- Magnus, K.: Der Kreisel, Theorie und Anwendung. Springer, Berlin 1971.
- Martens, D.: Artificial neural networks for fault tolerant sensor systems. 19. ICAS Congress, Anaheim 1994.
- McLaren, I.: Open and closed loop accelerometers. AGARDograph 160, vol. 6, Paris 1974.
- Mensen, H.: Moderne Flugsicherung. Springer, Berlin 2004.
- Pallet, E.H.J.: Aircraft instruments. Pitman, London 1972.
- Pool, A., Bosman, D.: Basic principles of flight test instrumentation engineering. AGARDograph 160, vol. 1, Paris 1989.
- Redeker, A.: Beiträge zur Verbesserung der Führungsgenauigkeit von Flugreglern. Dissertation, TU Braunschweig 1986.
- Schänzer, G.: Influence of microwave landing systems on guidance and control. AGARD-Symposium Cheltenham, 1976.
- Seidel, H.: Nichtlineare Beobachter zur Schätzung von Zustandsgrößen der Längsbewegung eines Flugzeuges. Dissertation, TU Braunschweig 1980.
- Sjösström, G.: Flugnavigation. Verlag VWK Ryborsch, Offenbach 1978.
- Stieler, B., Winter, H.: Gyroscopic instruments and their application to flight testing. AGARDograph 160, vol. 15, Paris 1982.
- Tiemeyer, B., Schänzer, G.: Integrated precision navigation system. 54. AGARD G.& C. panel, Ottawa 1992.
- Titterton, D.H., Weston, J.L.: Strapdown inertial navigation technology. 2nd Edition. The Institute of Electrical Engineers, Stevenage, 2004.
- Trenkle, F., Reinhardt, M.: In-flight temperature measurements. AGARDograph 160, vol. 2, Paris 1973.
- Wendel, J.: Integrierte Navigationssysteme. Oldenbourg, München 2007.
- Wuest, W.: Pressure and flow measurement. AGARD Flight Test Instrumentation Series, Volume II, AGARD-AG-160-Vol. II, 1980.
- Begriffe, Größen und Formelzeichen der Flugmechanik. DIN 9300, Normenstelle Luftfahrt, 1990, Teil 1 bis 7. Gleich der deutschen Ausgabe von ISO 1151, Teil 1 bis 7.
 - ICAO – International Standards and Recommended Practices – Aeronautical Telecommunications Annex 10 Volume 1 (Radio Navigation Aids), 5th Edition, July 1996.
 - Navigation, Begriffe, Abkürzungen, Formelzeichen, grafische Symbole. DIN 13312, 2005.

Kapitel 10

Flugzeugsteuerungen

In [Kap.3](#) wurde erläutert, wie durch Veränderung der Flügel- und Leitwerksgeometrie die Verteilung der aerodynamischen Kräfte am Flugzeug modifiziert werden kann und wie mit Hilfe von Rudern und Klappen das Flugzeug bezüglich Fluglage und Flugbahn gesteuert werden kann. Auch die Wirkung des Triebwerksschubes und seine Bedeutung für die Flugzeugsteuerung wurde dort behandelt. Mit Hilfe vereinfachter, nichtlinearer Modelle der Flugzeugbewegung wurde in [Kap.6](#) die Reaktion des Flugzeugs auf Verstellung von Rudern, Klappen und Triebwerksschub unter flugphysikalischen Gesichtspunkten diskutiert. Das wurde in [Kap.8](#) an Hand linearisierter Bewegungsgleichungen fortgeführt.

Dieses Kapitel liefert zunächst eine Übersicht über die Vielfalt der Stellmöglichkeiten am Flugzeug. Danach werden die Schnittstellen zwischen Reglerausgang und Flugzeug behandelt. Dazu wird zunächst die Wirkungsweise elektrischer und elektrohydraulischer Stellantriebe erläutert, wobei ihre dynamischen Eigenschaften im Vordergrund stehen. Die Sicherheit von Stellantrieben, eines der wichtigsten Probleme bei der Flugreglerauslegung, kann dabei nur gestreift werden.

Der zweite Schwerpunkt dieses Kapitels betrifft das eigentliche Steuerungssystem, d.h. die Verbindungen zwischen den Bedienelementen des Piloten, den Reglerausgängen und den Stellantrieben. Hierzu gehören auch heute noch bei Flugzeugen der allgemeinen Luftfahrt die traditionellen mechanischen Lösungen der Steuergestänge für Dämpfer- und Autopilotenbetrieb, während bei militärischen Hochleistungsflugzeugen, bei zivilen Verkehrsflugzeugen und in zunehmendem Maße auch bei Regional- und Geschäftsflugzeugen auf eine elektrische Signalübertragung in der Steuerung (*fly-by-wire*-Systeme) übergegangen wird. Fly-by-wire-Systeme bilden eine Grundvoraussetzung für moderne, digitale Flugführungssysteme, wie sie im zivilen Bereich erstmals im Airbus A320 realisiert wurden und bis heute so weiterentwickelt wurden, daß sie Standard in neuen Verkehrsflugzeugen sind.

Auch bei den Steuersystemen verbietet die große Vielfalt der Lösungen ein Eingehen auf gerätetechnische Einzelheiten. Es soll dagegen durch Reduktion der häufig sehr komplizierten Steuersysteme auf ihre wesentlichen Grundprinzipien ein genereller Überblick gegeben werden. Während eine nachträgliche Änderung oder Erweiterung des Flugmeßsystems mit relativ wenig Aufwand realisierbar ist und

somit auch entsprechende Modifikationen des Flugreglers, ist die Modifikation des Steuerungssystems bei einem fertigen Flugzeug praktisch unmöglich. Selbst der nachträgliche Einbau eines Stellantriebs ist mit unverhältnismäßig hohen Kosten verbunden und erfordert aufwendige Zulassungsarbeiten. Bei der nachträglichen Anpassung eines Flugreglers ist daher das Steuerungssystem genauso wie das Flugzeug selbst eine unabänderliche Vorgabe. Das ist einer der wesentlichen Gründe dafür, daß moderne Flugsteuerungssysteme nicht für sich allein sondern immer in Verbindung mit dem Flugzeug selbst entwickelt werden. Ihr Konzept ist deshalb frühzeitig zu fixieren, denn sie müssen vom Erstflug an voll funktionsfähig zur Verfügung stehen.

Eines der wenigen, neueren Fachbücher, das speziell auf Flugsteuerungen und Stellantriebe eingeht, stammt aus den 1990er Jahren und ist von Praktikern geschrieben worden. Es beschreibt die Architektur von mechanischen, hydraulischen und elektrischen Flugsteuerungssystemen an Hand unterschiedlicher Flugzeugbeispiele und es erläutert die unterschiedlichen Bauformen von Stellantrieben, */Raymond Ch 93/*. Eine Übersicht über verschiedene Flugsteuerungssysteme ist in */Moir Se 08/* zu finden.

10.1 Stellglieder

Wie in [Kap.3](#) ausgeführt, erzeugen die „primären“ aerodynamischen Stellglieder Momente um den Flugzeugschwerpunkt, mit denen die Flugbahn indirekt über eine Lageänderung gesteuert wird. Andere, „sekundäre“ Stellglieder dienen der Anpassung der Flugzeugkonfiguration, als wichtigste sind hier die Landeklappen zu nennen. Seit langem werden effektive und wirtschaftliche Lösungen gesucht, um den aerodynamischen Kraftvektor direkt zu modifizieren (*direct lift control* u. a.). Eine dritte Gruppe von Stellgliedern hat hauptsächlich im militärischen Bereich Bedeutung gewonnen: die häufig auch als *active controls* bezeichneten Sonderlösungen dienen der Erhöhung der Manövrierefähigkeit, der wirksameren Böenlastminderung und/oder der Reduzierung der Lasten infolge von Luftkräften und damit auch einer Reduktion der mechanischen Flugzeugstruktur (Gewicht), vgl. hierzu [Kap.15](#).

Zum Modifizieren von Kräften und Momenten für Steuerungszwecke werden vier verschiedene Prinzipien eingesetzt:

1. Modulation aerodynamischer Kräfte mit Hilfe von Rudern und Klappen,
2. Modulation des Triebwerksschubes nach Größe und Richtung,
3. Massenverlagerung gegenüber dem Schwerpunkt, (z. B. Umpumpen von Treibstoff),
4. Ausblasung von Druckluft über Blasdüsen.

Die konventionellen Stellglieder gehören ausnahmslos zu den beiden ersten Kategorien.

10.1.1 Zusammenstellung konventioneller Stellglieder

Zur Steuerung und Stabilisierung der Flugzeuglage dienen die klassischen aerodynamischen Stellgrößen, vgl. Bild 10.1 und Kap.2.2.8

- Querruder (*aileron*) ξ und ggf. Rollspoiler (einseitig ausgeschlagene Störklappen η_S),
- Höhenruder (*elevator*) η ,
- Seitenruder (*rudder*) ζ .

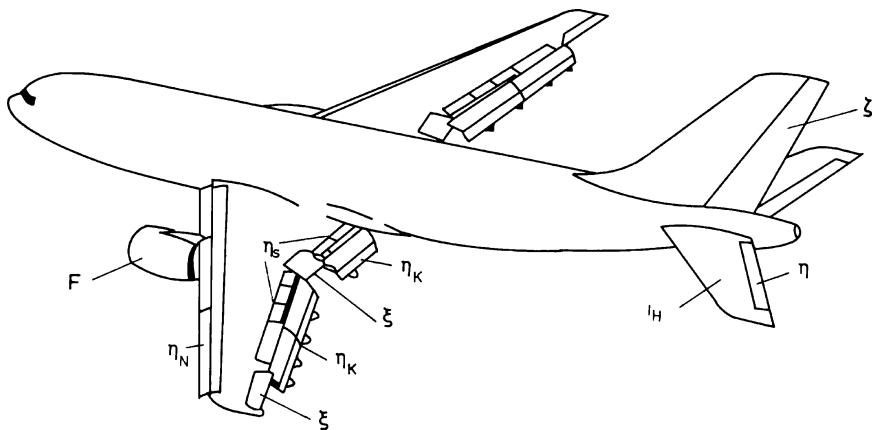


Bild 10.1 Konventionelle Stellglieder am Flugzeug

Diese werden im manuellen Flug vom Piloten kontinuierlich gesteuert und werden deshalb als primäre Stellgrößen (*primary controls*) bezeichnet. Von den Anfängen der Flugregelung bis heute werden sie als grundlegende Stellglieder eingesetzt, vgl. /Gibson He 97/.

Weitere, sekundäre Stellglieder dienen der Einstellung des stationären Flugzustandes, insbesondere der Fluggeschwindigkeit, oder zur Anpassung der Flugzeugkonfiguration an den Betriebspunkt. Sie werden deshalb nur intermittierend verstellt und werden zur rückwirkungsfreien Fixierung ihres Ausschlags häufig über selbsthemmende Getriebe (z. B. Schneckengetriebe) angesteuert. Die wichtigsten sekundären Stellglieder sind

- Höhenrudertrimmung, entweder mit Hilfe eines Höhenruderausschlags oder durch Verstellung der Höhenleitwerksflosse i_H (*stabilizer*). Sie dient zur Herstellung des Momentengleichgewichts wie in Kap.3.2 ausgeführt. Bei Kampfflugzeugen fehlt häufig das Höhenruder und die Leitwerksflosse dient sowohl der Trimmung als auch der Kurzzeitsteuerung, s. Kap.10.3.1.
- Hochauftriebshilfen (Landeklappen) in der Form von Hinterkantenklappen η_K (*trailing edge flaps*) und Nasenklappen η_N (*leading edge flaps, slats*) zur

Vergrößerung von Flügelfläche und -wölbung bei Start und Landung, vgl. Bild 10.2. Beide werden meist koordiniert (in Stufen) betätigt, der kombinierte Ausschlag wird im folgenden mit κ (positiv bei Auftriebserhöhung) bezeichnet. Neben dem Auftrieb werden auch Widerstand und Moment in erheblichem Maß verändert, die Gesamtwirkung ist stark vom Flugzustand abhängig. Hochauftriebshilfen fehlen im allgemeinen bei Kampfflugzeugen, deren Landegeschwindigkeit dementsprechend hoch ist.

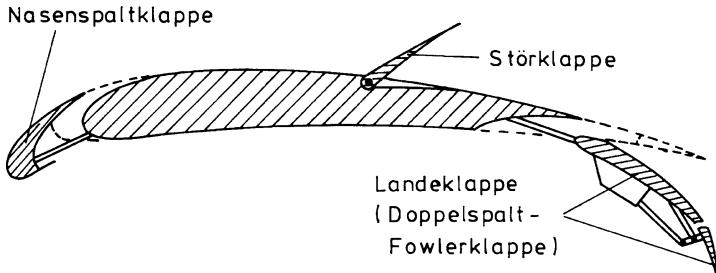


Bild 10.2 Schnitt durch den Flügel des Airbus A300

- Bremsklappen (Störklappen η_S , *spoiler*, *airbrakes*) dienen der Widerstands erhöhung und der Auftriebsreduzierung im steilen Sinkflug und nach dem Aufsetzen bei der Landung (*lift dumper*) und damit zugleich der Reduktion der Gesamtenergie des Flugzeugs. Sie werden vielfach auch zur Unterstützung der Querruder eingesetzt (Rollspoiler) und dann mit diesen zur Größe ξ zusammengefaßt (s. o.).

Die Wirksamkeit dieser Stellglieder ist begrenzt durch ihren Maximalausschlag und wächst mit dem gerade herrschenden Staudruck. Die erzeugbaren Kräfte müssen entsprechend den Festigkeitsgrenzen des Flugzeugs und zur Vermeidung von Gefahrenzuständen eingeschränkt werden. Die Stellkommandos sind deshalb an den Staudruck anzupassen und die Ausschläge sind bei hohem Staudruck zu begrenzen. Bei sekundären Stellgrößen wird aus gleichen Gründen die Laufgeschwindigkeit begrenzt. Landeklappen werden nur im Langsamflug eingesetzt. Auch die auf Grund der Stellkräfte erzeugte elastische Verformung von Flügel, Rumpf und Leitwerk ist zu begrenzen und bei der Bestimmung der Ruderwirksamkeit zu berücksichtigen (vgl. Kap.3.5.3).

Eine Sonderstellung als Stellglied nimmt der Triebwerksschub ein. Zu seiner Veränderung ist der komplizierte Prozeß „Triebwerk“ in seinem Zustand zu modifizieren. Eingangsgröße der Schubverstellung ist der Drosselgrad δ_F . Im Reiseflug wird der Schub nur intermittierend verstellt, um Fluggeschwindigkeit und Flughöhe zu stabilisieren und den Einfluß von Massenänderung und stationärem Wind zu kompensieren. Bei Flugmanövern (Kunstflug, Luftkampf) und bei der Landung wird der Schub dagegen als kontinuierliche Stellgröße sowohl vom Piloten als auch vom Flugregler eingesetzt. Schließlich ist der Schub die einzige Stellgröße, mit der dem Flugzeug Energie zugeführt werden kann, während alle übrigen Stellglieder

entweder Energie abführen, oder in einen anderen Freiheitsgrad umverteilen. Bei konventionellen Flugzeugen ist der Schub in seiner Wirkungsrichtung fest und kann nur in seinem Betrag moduliert werden. Verkehrsflugzeuge sind zusätzlich mit einer Schubumkehreinrichtung ausgestattet, um den Schub nach der Landung zur schnellen Abbremsung des Flugzeugs nach vorn umzulenken. Diese ist allerdings normalerweise nicht im Fluge einsetzbar.

10.1.2 Stellglieder für besondere Aufgaben

Bei modernen Hochleistungsflugzeugen, insbesondere im militärischen Bereich, gibt es eine Reihe weiterer Stellglieder, die besonderen Aufgaben dienen. Sie sind sehr vielgestaltig und von schneller technischer Entwicklung geprägt. Sie sollen hier in einem kurzen Überblick nach drei wesentlichen Aufgabenfeldern diskutiert werden.

Anpassung der Flugzeugkonfiguration an Flugbereich und Flugaufgabe

Die Anforderungen an ein Flugzeug zwischen Langsamflug bei Start und Landung und Reiseflug im hohen Unterschall oder im Überschallbereich unterscheiden sich so stark, daß mit einer festen Flugzeugkonfiguration nur ein unbefriedigender Kompromiß zwischen Flugleistungen und Flugeigenschaften erzielt werden kann. Eine Veränderung der Konfiguration kann hier Abhilfe schaffen. Das verdeutlicht das Beispiel des Fahrwerks. Es wird nur bei Start und Landung gebraucht und da es im Flug unnötigen Widerstand erzeugt, wird es in den Rumpf eingefahren. Auch die Hochauftriebshilfen für Start und Landung dienen der Anpassung der Flugzeugkonfiguration. Ein besonderes Beispiel ist der Senkrechtstarter VJ 101 X1. Seine an den Flügelenden angeordneten Triebwerksgondeln konnten um 90° geschwenkt werden, vgl. Bild 10.3a. Im Schwebeflug wirkte der Schub in vertikaler Richtung und ersetzte den fehlenden Auftrieb und diente gleichzeitig der Lagesteuerung (durch Schubmodulation). Für den Horizontalflug wurden die Gondeln geschwenkt um Vortrieb zu erzeugen.

Auch eine Strahlumlenkung, entweder in der Triebwerksdüse (Harrier, Bild 10.3b) oder durch angeströmte Doppelspaltklappen am Flügel dient zugleich der Erzeugung von Zusatzauftrieb und von Steuermomenten im extremen Langsamflug. Zu den aufwendigsten Anpassungsmaßnahmen gehört ein Schwenken des

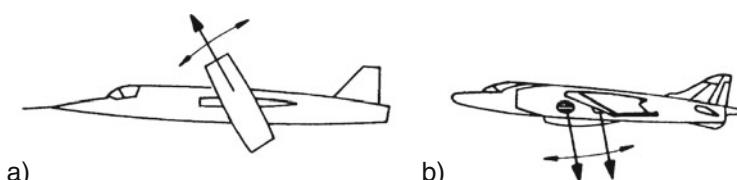


Bild 10.3 Schubumlenkung bei Senkrechtstartern a) VJ 101 CX1, b) Harrier

Flügels (vgl. Bild 10.4), entweder um seine y -Achse, um damit gleichzeitig die Triebwerke in z -Richtung zu schwenken (CL 84), oder um die z -Achse, um die Flügelpfeilung an Schnell- und Langsamflug anzupassen (MRCA-Tornado). Schließlich gehört das Umpumpen von Treibstoff in diese Kategorie (Concorde), mit dem die machzahlabhängige Neutralpunktwanderung kompensiert und der Trimmwiderstand minimiert wird.

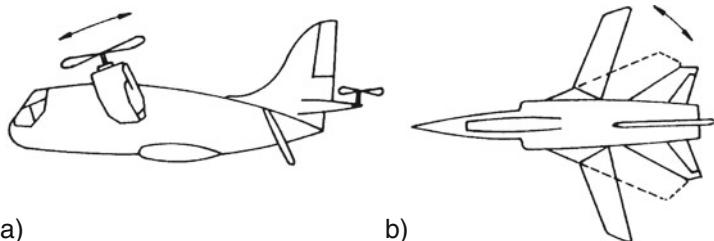


Bild 10.4 Maßnahmen der Flügelschwenkung a) CL 84, b) MRCA Tornado

Verbesserung der Steuerbarkeit und der Manövrierfähigkeit

Hierzu zählen sowohl Maßnahmen, die den direkten Eingriff in die translatorischen Freiheitsgrade liefern (ohne dabei Momente und Drehungen zu erzeugen), als auch solche, die eine schnellere Flugzeugreaktion mit Hilfe neuer Stellglieder erzielen. Im einfachsten Fall werden vorhandene Stellsysteme zur direkten Modulierung von Auftrieb oder Seitenkraft eingesetzt (Beispiel: gleichsinnig ausgeschlagene Querruder, z. B. X31A). In anderen Fällen werden zusätzliche Stellflächen geschaffen, wie horizontale oder vertikale Leitwerke am Flugzeugbug (Entenleitwerk, *horizontal and vertical canards*), vgl. Bild 10.5.

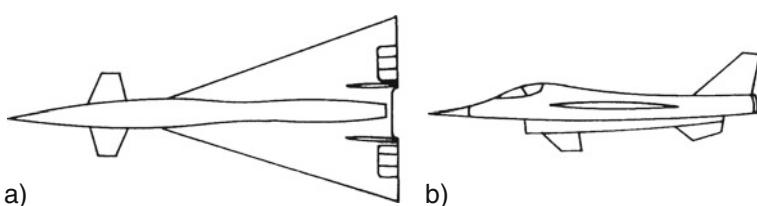


Bild 10.5 Zusätzliche Leitwerke a) horizontal (Entenleitwerk), XB 70, b) vertikal, F 16

In Verbindung mit dem Heckleitwerk dienen sie der direkten Kraftsteuerung oder allein auch der Kompensation von Allpaßeffekten. Bild 10.6 zeigt zwei Anordnungen von verdoppelten, schwenkbaren Seitenleitwerken am Heck oder unter dem Flügel, mit denen eine direktere Gier- und Seitensteuerung (*direct side force control*, DSFC) erzielt wird. Auch die Rollsteuerung kann durch gegensinnig

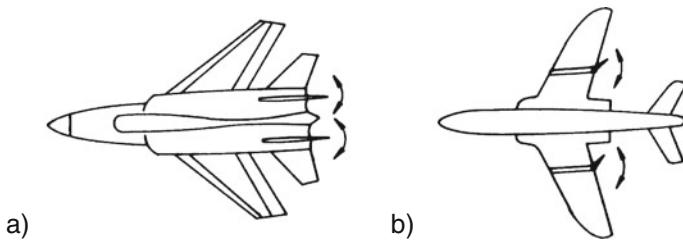


Bild 10.6 Steuerflächen zur Seitenkraftsteuerung a) Seitenleitwerk YF-16 CCV-Fighter,
b) Pylon-Spreizklappen (Dassault/Dornier Alpha-Jet DSFC)

ausschlagende Höhenleitwerkshälften wesentlich unterstützt werden (*taileron* beim MRCA-Tornado).

Die momentenfreie Modulation von Auftrieb und Widerstand stellt bei Deltaflugzeugen wegen des fehlenden Leitwerks ein besonderes Problem dar, vgl. [Kap.3.2](#). Die Hinterkantenklappen können nicht wie Landeklappen bei einem Drachenflugzeug zur Auftriebserhöhung eingesetzt werden. Bei Start und Landung muß daher mit hohem Anstellwinkel geflogen werden (ca. 25° bei der Concorde). Zur Verbesserung dieser Situation ist beim Space-Shuttle eine Klappe am Rumpfheck angeordnet (*body-flap*, vgl. Bild [10.7a](#)), die beim antriebslosen Sink- und Landeanflug der vertikalen Bahnsteuerung dient.

Die Flügel-Hinterkantenklappen müssen außerdem bei Deltaflugzeugen zur Nick- und Rollsteuerung herangezogen werden. Dazu sind die entsprechenden Steuerbefehle zu mischen und die Klappen sowohl gleichsinnig als auch gegensinnig auszuschlagen. Diese schnell ansteuerbaren Klappen werden auch als *flaperons* bezeichnet.

Der Triebwerksschub reagiert nur verzögert auf Drosseleingaben, außerdem werden die Triebwerke durch ständige, schnelle Schubänderungen hoch belastet und in ihrer Lebensdauer beeinträchtigt. Eine Modulation des aerodynamischen Widerstandes ist direkter und einfacher zu erzeugen, hierfür werden zusätzliche Bremsklappen am Flügel oder Spreizklappen am Heck (Buccaneer, vgl. Bild [10.7b](#)), an Pylons (Alpha-Jet) oder am Seitenleitwerk (Space-Shuttle) eingesetzt.

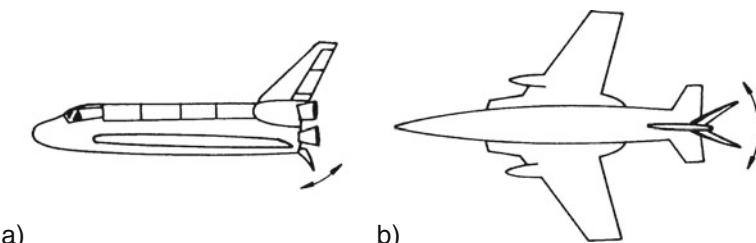


Bild 10.7 Klappen zur Auftriebs- und Widerstandserzeugung a) body-flap am Space-Shuttle,
b) Spreizklappe am Heck (Blackburn/Hawker Siddeley B-103 Buccaneer)

Schließlich dienen Blasdüsen und Steuerraketentriebwerke zur Momentenerzeugung in Flugbereichen, in denen infolge niedrigen Staudrucks die Ruderwirksamkeit nicht ausreicht. Das gilt sowohl für die Wiedereintrittsphase von Raumtransportern (X-15, Space-Shuttle) als auch für den Schwebeflug von Senkrechtstartern (DO 31), vgl. Bild 10.8. Bei Schubvektorsteuerungen wird die Wirkungsrichtung des Schubes entweder durch Strahlrudern, das sind Ablenkläden, im austretenden Triebwerkstrahl (z. B. X31) modifiziert oder durch Schwenken der Austrittsdüse in einer Ebene (F22 Raptor, Suchoi SU-30MKI) oder in 2 Ebenen (für Eurofighter geplant).

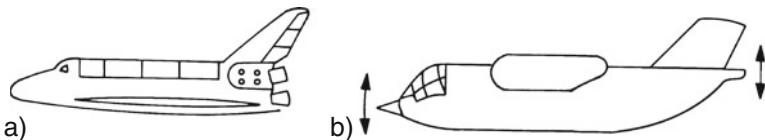


Bild 10.8 Düsensteuerung a) Space-Shuttle, b) Dornier DO 31

Minderung strukturdynamischer Probleme

Auch die elastischen Freiheitsgrade von Flugzeugen werden durch Regelung gezielt beeinflußt, wenn es für das Wohlbefinden von Pilot und Passagieren oder die Verlängerung der Lebensdauer des Flugzeugs vorteilhaft ist. Durch geeignete Regelungstechnische Maßnahmen lässt sich sogar eine leichtere Flugzeugstruktur rechtfertigen. Dazu sind zusätzliche, speziell für diesen Zweck ausgelegte Stellglieder nötig.

Eine Maßnahme dazu ist die Manöverlaststeuerung. Hierbei wird durch gegenseitiges Ausschlagen von Klappen am äußeren und inneren Flügel der Auftrieb so umverteilt, daß die Flügeldurchbiegung und das Flügelwurzelmoment verringert werden, vgl. Bild 10.9. Durch gezielte Anordnung zusätzlicher kleiner Steuerflächen am Flügel und deren Ansteuerung über sehr schnelle Aktuatoren lässt sich außerdem das Flügelflattern (aeroelastische Biege- und Torsionsschwingung) in den höheren Geschwindigkeitsbereich verschieben (*flutter suppression*) oder die Flugzeugreaktion auf Turbulenz reduzieren (*gust load alleviation*). Gleichzeitig werden auch höherfrequente Beschleunigungen am Sitz von Pilot und Passagieren abgemindert (*ride comfort augmentation*). Diese Maßnahmen werden in Kap.15 ausführlicher behandelt.

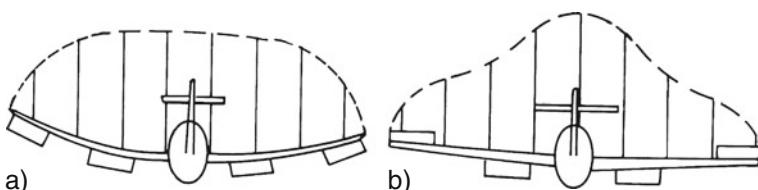


Bild 10.9 Auftriebsverteilung und Flügeldurchbiegung a) ohne, b) mit Manöverlaststeuerung

Diese vielen zusätzlichen Stellglieder sind natürlich nicht mehr alle gleichzeitig und koordiniert zueinander vom Piloten beherrschbar, sondern sie erfordern ein geeignetes, ausgeklügeltes Regelungssystem. Eine individuelle Ansteuerung über Gestänge ist aus Platz- und Gewichtsgründen ebenfalls unmöglich, daher ist eine elektrische Steuerung (*fly-by-wire*) Voraussetzung. Flugzeuge, deren Flugeigenschaften und/oder Flugleistungen entscheidend von solchen Regelungsmaßnahmen abhängen, werden als *control configured vehicle* (CCV) bezeichnet. Der Einsatz unkonventioneller Regelungsstrategien mit neuen Stellgliedern wird unter dem Begriff *active control* zusammengefaßt, vgl. hierzu [Kap.15](#).

10.2 Stellantriebe

Man unterscheidet zwei Einsatzarten der Stellantriebe (*actuators*). Servos (*servo-actuator*), d. h. Stellmotoren, die der elektromechanischen Umformung der Reglerausgangssignale und der Ansteuerung der eigentlichen Ruderantriebe über Steuergestänge oder Seilzüge dienen. Diese haben nur eine geringe Last aufzunehmen. Dagegen müssen die Ruderstellantriebe (*power booster*) die auf die Ruder wirkenden Massen- und Luftkräfte aufbringen. In ihnen müssen daher erhebliche Leistungen umgesetzt werden.

Elektrische Stellantriebe werden in Flugzeugen überall dort eingesetzt, wo deren Stellmoment und Stellgeschwindigkeit ausreichen, d. h. vorwiegend in kleineren, langsam fliegenden Flugzeugen (zur Einsparung der hydraulischen Energieversorgung), aber auch z. B. zur Ansteuerung der Schubdrossel in Großflugzeugen.

In Hochleistungsflugzeugen und großen Transportflugzeugen sind aber die aufzubringenden Ruderkräfte, Laufgeschwindigkeiten und Stelleistungen so groß, daß hydraulische Stellantriebe den Normalfall darstellen. Diese haben im Gegensatz zu Elektromotoren ein wesentlich größeres Verhältnis von Leistung zu Gewicht und Volumen, sie erfordern allerdings eine mit großer Zuverlässigkeit arbeitende Hydraulikversorgung.

Es wurde und wird aber daran geforscht, hydraulische Aktuatoren durch elektrische zu ersetzen, damit auf die hydraulische Energieversorgung verzichtet werden kann, um letztendlich Gewicht, Wartungsaufwand und Verluste durch Energiewandlung zu reduzieren. Das geschah für Verkehrsflugzeuge beispielsweise in den großen europäischen Forschungsprogrammen „Power Optimised Aircraft“ (POA) von 2002 bis 2006 /[Faleiro 06](#)/ und „More Electric Aircraft“ (MOET) von 2006 bis 2009 /[Jomier 09](#)/ . Auch für unbemannte Flugzeuge werden elektromechanische Aktuatoren benötigt, wobei die Anforderungen und Lösungen je nach Flugzeuggröße und Gewicht (von wenigen Gramm bis in den Tonnen-Bereich) sehr variieren. Für nähere Informationen wird auf /[Jänker 08](#)/ verwiesen.

Das Verhalten eines Stellantriebs ist durch den Stellmotor selbst und durch das von ihm bewegte Ruder und/oder Gestänge einschließlich eventueller Getriebe bestimmt. Für einen Gleichungsansatz sind also immer Stellmotor, Gestänge und Ruder als Ganzes zu betrachten /[Etkin 72](#)/ . Elektrische und hydraulische Stellantriebe arbeiten integrierend, d. h. ein stationäres Eingangssignal erzeugt am Ausgang

eine ihm proportionale Laufgeschwindigkeit. Diese baut sich aber wegen der zu beschleunigenden Massen erst verzögert auf.

Die beim Elektromotor durch den verzögerten Aufbau des magnetischen Feldes oder beim Hydraulikmotor durch die Kompressibilität des Öls bedingten weiteren Zeitkonstanten sind im Zusammenhang mit der Reglerauslegung normalerweise zu vernachlässigen. Als Ansatz für das lineare Verhalten genügt i. allg. für beide Antriebe (einschließlich der Ruderlast) die Übertragungsfunktion

$$F(s) = \frac{K}{s(1 + Ts)} , \quad (10.2.1)$$

wobei T den Einfluß der zu beschleunigenden Massen beschreibt. Der Servomotor kann wegen der geringen Last mit guter Näherung als reiner Integrator angesehen werden. Für eine ausführliche Herleitung der Gleichungen für elektrische und hydraulische Antriebe sei auf die Literatur [/Guillon 68/](#), [/Gille Pe 63/](#) verwiesen.

In einigen Fällen, z. B. bei der Ansteuerung von Trimmung oder Schubdrossel wird der Stellantrieb selbst zur Integration der Regelfehler herangezogen. Für die Ruderansteuerung wird aber eine proportionale Wirkung des Stellantriebs bevorzugt, d. h. der Ruderausschlag soll proportional dem Reglerausgangssignal sein. Deswegen wird der Stellantrieb mit einer proportionalen Rückführung versehen, wodurch gleichzeitig seine Linearität verbessert wird. Aus der ÜF von Gl.10.2.1 für den Stellantrieb allein wird dadurch ein Verzögerungsverhalten erster oder zweiter Ordnung. Richtwerte für das Übertragungsverhalten rückgekoppelter Stellantriebe liefert Tabelle 10.1. Die Rückführung wird häufig, vor allem bei Ruderstellantrieben, mechanisch realisiert (s. u.). Eine elektrische Rückführung muß mit hoher Zuverlässigkeit arbeiten. Fällt das Rückführsignal aus, so wird das Proportionalverhalten des Stellantriebs plötzlich zu einem integrierenden Verhalten, der Antrieb fährt mit hoher Geschwindigkeit an seinen Anschlag („Ruderhartlage“) und erzeugt gefährlich große Stellausschläge. Außerdem kann der Regelkreis instabil werden.

Tabelle 10.1 Richtwerte für das Übertragungsverhalten von stellungs-gegengekoppelten Stellmotoren

Gerät	Übertragungsfunktion (angenähert)	typische Daten	störende Einflüsse
elektrischer Stellmotor	$\frac{K}{1 + \frac{2D}{\omega_0} s + \left(\frac{s}{\omega_0}\right)^2}$	$\omega_0 \approx 30 \text{ 1/s}$ $D \approx 0,7 \div 1$	Laufgeschwindigkeitsbegrenzung, Hysterese
hydraulischer Reglerservo	$\frac{K}{1 + Ts}$	$T \approx 0,03 \text{ s}$	enger Linearitätsbereich, Temperaturreinfluß
hydraulischer Ruderstellantrieb	$\frac{K}{1 + \frac{2D}{\omega_0} s + \left(\frac{s}{\omega_0}\right)^2}$	$\omega_0 \approx 60 \text{ 1/s}$ $D \approx 0,4 \div 0,8$	(s. Reglerservo)

Die Eigendynamik der Stellantriebe kann gegenüber der der Flugzeugbewegung vernachlässigt werden, so lange nur die Starrkörperbewegungen des Flugzeugs geregelt werden sollen und dafür gesorgt wird, daß der Regler nur in diesem Frequenzbereich wirksam ist. Hierzu ist der Frequenzgang des offenen Regelkreises oberhalb des für Flugmanöver erforderlichen Frequenzbereichs (bis ca. 2 Hz) mit Hilfe von Filtern genügend schnell abzusenken. Das wird allerdings problematisch, wenn bei Böenabminderungssystemen oder gar bei der Regelung elastischer Freiheitsgrade die Bandbreite der Reglerwirksamkeit erhöht werden muß. Es ist dann durch Verwendung schnellerer Stellantriebe und durch geeignete Rückführung über den Stellantrieb die Grenzfrequenz des Stellsystems so weit wie möglich zu erhöhen und der Reglerentwurf auf diesen Frequenzbereich auszudehnen.

Eine mindestens ebenso wichtige Rolle wie das lineare Verhalten spielen die nichtlinearen Eigenschaften der Stellantriebe. Diese sind zunächst gegeben durch die nichtlinearen Begrenzungen im Stellantrieb selbst. Beim Elektromotor ist meist eine starke Getriebeuntersetzung nötig, um das erforderliche Drehmoment zu erreichen. Deshalb wirken sich die Begrenzungen von Drehgeschwindigkeit und -beschleunigung hier störend aus. Beim hydraulischen Stellantrieb ist die Laufgeschwindigkeit durch den maximalen Volumenstrom begrenzt. Das führt dazu, daß die Zeitkonstanten des Stellantriebs mit Rückkopplung amplitudenabhängig werden.

Weitere nichtlineare Einflüsse ergeben sich aus Elastizität und Lose in der Kraftübertragung zwischen Stellantrieb und Ruder (Gestänge, Aufhängung von Antrieb und Ruder). Um diese Einflüsse klein zu halten, muß der Stellantrieb möglichst nahe am Ruder angeordnet werden. Dadurch wird außerdem die Gefahr reduziert, daß das Gestänge selbst als Feder-Masse-System zu Schwingungen angeregt wird. Auch zur Reduzierung dieser Einflüsse ist eine Rückführung über den Stellantrieb am wirksamsten. Allgemein gilt, daß die sorgfältige Auslegung des Stellmotor-Rückführkreises mit dem Ziel einer Linearisierung der Stellantriebseigenschaften und einer Bandbreitenvergrößerung ein Hauptproblem bei der Flugreglerauslegung darstellt. Durch geeignete Lösung dieses Problems kann der Entwurf der Flugzeugregelschleifen wesentlich vereinfacht werden [/McRuer As 73/](#).

Aus Sicherheitsgründen werden Stellantriebe häufig redundant aufgebaut. Man setzt Duplex-, Triplex- und auch Quadruplex-Stellantriebe ein, in denen zwei bis vier Eingangssignale zu einem Stellausschlag verarbeitet werden, wobei eine gegenseitige Überwachung und durch interne Rückführungen ein Ausgleich bei Teilausfall realisiert wird. Die Teilsysteme werden aus verschiedenen elektrischen und hydraulischen Energieversorgungen gespeist. Auf die wichtigen Probleme der Vermehrfachung (Redundanz) und Überwachung (Fehlererkennung und -beseitigung) kann hier allerdings nicht eingegangen werden.

10.2.1 Elektrische Stellantriebe

Das dynamische Verhalten eines Stellantriebs, dessen Abhängigkeit von der Ruderlast und seine Beeinflussung durch eine Rückführung soll beispielhaft für einen elektrischen Stellmotor aufgezeigt werden, vgl. Bild [10.10](#). Das elektrische

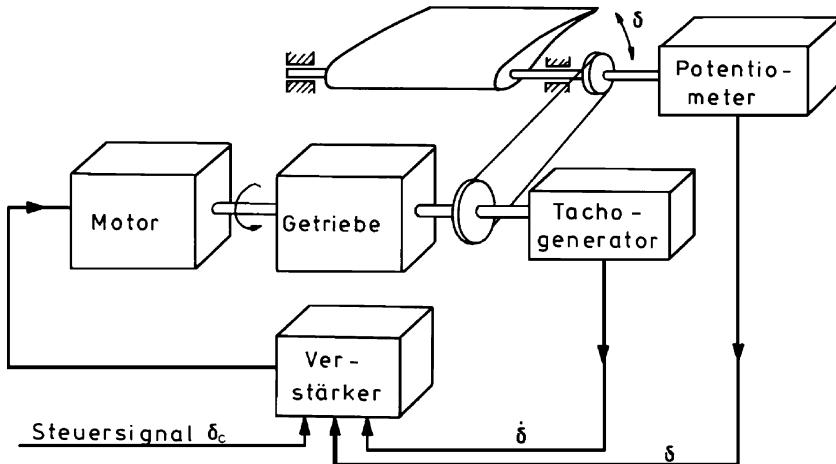


Bild 10.10 Prinzip einer elektrischen Ruderansteuerung

Motormoment M ist proportional dem eingeprägten Strom i und dient der Beschleunigung des Gesamtträgheitsmoments I von Motor, Getriebe und Ruder und zum Ausgleich der Ruderkraft K , wobei alle Größen auf den Ruderausschlag δ bezogen sind (Reibungseinflüsse seien vernachlässigt). Damit gilt

$$M = c_1 i = I \frac{d^2 \delta}{dt^2} + K \delta . \quad (10.2.2)$$

Wird das Steuersignal δ_c mit der Verstärkung V zur Eingangsspannung verstärkt, so gilt für den elektrischen Kreis mit der Gegen-EMK (EMK = elektromotorische Kraft) des Motors $E = c_2 d\delta/dt$, seinem inneren Widerstand R und seiner Induktivität L

$$V \delta_c = E + Ri + L \frac{di}{dt} . \quad (10.2.3)$$

Wird hierin der Strom i mit Gl. 10.2.2 substituiert, so folgt

$$V \delta_c = c_2 \frac{d\delta}{dt} + R \left[\frac{I}{c_1} \frac{d^2 \delta}{dt^2} + \frac{K}{c_1} \delta \right] + L \left[\frac{I}{c_1} \frac{d^3 \delta}{dt^3} + \frac{K}{c_1} \frac{d\delta}{dt} \right] . \quad (10.2.4)$$

Bei Vernachlässigung der Induktivität L ergibt sich nach Laplace-Transformation

$$\delta(s) = \frac{V c_1}{R K} \frac{1}{1 + \frac{c_1 c_2}{R K} s + \frac{I}{K} s^2} \delta_c(s) . \quad (10.2.5)$$

Auf Grund der Ruderlast ergibt sich im Unterschied zu Gl.10.2.1 ein PT₂-Verhalten, dessen Verstärkung umgekehrt proportional zur Ruderkraft K ist. Das bedeutet eine wünschenswerte Anpassung der Stellverstärkung an den aerodynamischen Staudruck (kleine Ausschläge bei hohem Staudruck). Sie ist aber darüber hinaus abhängig von den unsicheren Motor- und Verstärkerkonstanten c_1 , R und V . Der Dämpfungsgrad beträgt

$$D = \frac{1}{2} \frac{c_1 c_2}{R K} \sqrt{\frac{K}{I}} = \frac{1}{2} \frac{c_1 c_2}{R \sqrt{I K}}, \quad (10.2.6)$$

er ist umgekehrt proportional dem Innenwiderstand und der Wurzel aus Trägheitsmoment und Ruderlast. Zur Korrektur von Stellverstärkung, Dämpfung und Bandbreite (Eigenfrequenz) wird der Motor mit einer PD-Rückführung versehen. In Bild 10.10 wird das proportionale Rückführsignal direkt am Ruder abgegriffen, um den Einfluß der Elastizität von Seilzug oder Gestänge zu reduzieren. Mit Hilfe eines Tachogenerators (evtl. ebenfalls direkt am Ruder) wird die Drehgeschwindigkeit zurückgeführt. Mit der PD-Rückführung $(1 + T_D s)$ ergibt sich für den geregelten Stellmotor

$$\begin{aligned} \delta(s) &= \frac{V}{\left[\frac{R K}{c_1} + c_2 s + \frac{R I}{c_1} s^2 \right] + V [1 + T_D s]} \delta_c(s) \\ &= \frac{V c_1}{R K + V c_1} \frac{1}{1 + \frac{c_1 c_2 + V c_1 T_D}{R K + V c_1} s + \frac{R I}{R K + V c_1} s^2} \delta_c(s) \end{aligned} \quad (10.2.7)$$

mit dem Dämpfungsgrad

$$D = \frac{1}{2} \frac{c_1 c_2 + V c_1 T_D}{R K + V c_1} \sqrt{\frac{R K + V c_1}{R I}} = \frac{1}{2} \frac{c_1 c_2 + V c_1 T_D}{\sqrt{R K + V c_1} \sqrt{R I}}. \quad (10.2.8)$$

Die Stellverstärkung geht mit wachsender Verstärkung V gegen eins, die Eigenfrequenz steigt mit V und der Dämpfungsgrad wächst mit der differenzierenden Rückführung T_D .

Elektromechanische Stellantriebe

Ein elektromechanischer Stellantrieb (*Electromechanical Actuator*, EMA) besteht aus einem elektrischen Motor (meist Gleichstrommotor), einem mechanischen Getriebe, Bewegungssensoren und einer elektronischen Leistungselektronik, die dafür sorgt, daß der Aktuator den Stellkommandos folgt. Die einzelnen in Bild 10.10 dargestellten Bausteine sind zu einer Baugruppe zusammengefaßt. Drehbewegungen können mittels einer Spindel, wenn es für die Anwendung erforderlich ist, in Linearbewegung transformiert werden. Motorgeschwindigkeit, Drehrichtung und

Drehmomenten wirken sich direkt auf Aktuatorgeschwindigkeit, -bewegungsrichtung und -last aus.

Ein Problem beim EMA ist, daß in der dargestellten Bauweise ein Einzelfehler (*single point failure*) zum mechanischen Blockieren führen kann. Deshalb sind zusätzliche Maßnahmen erforderlich, die dieses verhindern, z. B. Einbau einer Kupplung. Wegen dieser Sicherheitsaspekte werden EMAs bisher noch nicht in der primären Flugsteuerung von Verkehrsflugzeugen eingesetzt, aber für sekundäre Stellglieder gibt es eine erste Anwendung in einem Serienflugzeug und zwar als Spoileraktuator in der Boeing 787.

10.2.2 Hydraulische Stellantriebe

Hydraulische Stellmotoren werden außer in Fly-by-Wire-Systemen über ein Gestänge mechanisch angesteuert. Sie sind fast ausnahmslos mit einer mechanischen Rückführung versehen. Hierfür gibt es im wesentlichen zwei Varianten. In beiden Fällen wird der Ölfluß zum Haupt-Stellzylinder durch ein mechanisches Vorsteuerventil gesteuert.

Hydraulischer Stellantrieb mit feststehendem Gehäuse

Die Funktion eines feststehenden Stellantriebs ist in Bild 10.11 schematisch dargestellt. Wird das Eingangsgestänge in Pfeilrichtung bewegt (x_e nach rechts), so ist zunächst der Fußpunkt des Differentialhebels als Fixpunkt anzusehen. Der Vorsteuerkolben wandert ebenfalls nach rechts und öffnet den Ölzufluß zur rechten Seite des Stellkolbens. Dieser wandert nach links (x_a) und verschiebt damit den Fußpunkt des Differentialhebels so lange, bis das Vorsteuerventil wieder schließt. Die Wege an Ausgang und Eingang verhalten sich umgekehrt wie die Hebelarme des Differentialhebels, wobei eine Richtungsumkehr stattfindet. Bei größerem Ausschlag ist die vertikale Bewegung der Gelenkpunkte elastisch aufzufangen.

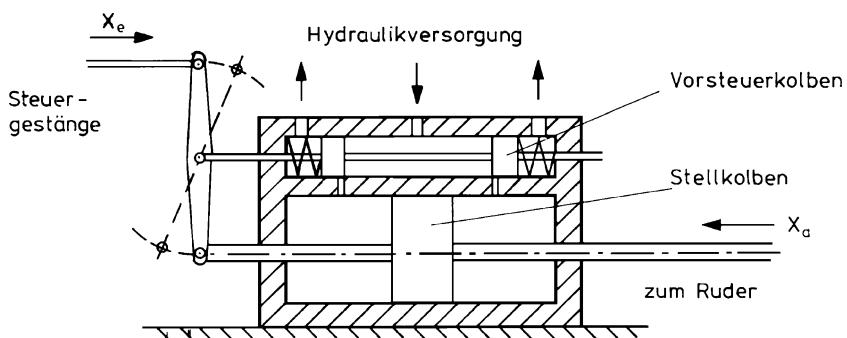


Bild 10.11 Feststehender hydraulischer Stellantrieb

Hydraulischer Stellantrieb mit bewegtem Gehäuse

Der letztgenannte Nachteil wird beim beweglichen Stellzylinder vermieden, da der Differentialhebel entfällt. Stattdessen ist die Aufhängung des Stellzyinders schwieriger (Einpunkt-Aufhängung) und es sind größere Massen zu bewegen. Die Funktion wird in Bild 10.12 angedeutet. Wird das Steuergestänge in Pfeilrichtung (nach rechts) bewegt, so ist der Stellzyinder auf Grund seiner Massenträgheit zunächst wieder als fest zu betrachten und der Vorsteuerkolben öffnet den Ölzufluß zur rechten Seite des Stellkolbens. Da der Kolben feststeht, bewegt sich das Gehäuse des Stellzyinders nach rechts und zwar so lange, bis das Vorsteuerventil wieder schließt. Eingangsweg x_e und Ausgangsweg x_a sind in diesem Falle gleich. Auf Grund der bei hohem Hydraulikdruck (standardmäßig 240 bar) sehr hohen Stellgeschwindigkeit folgt x_a fast unverzögert dem Eingang x_e . Eine genaue mathematische Darstellung der dynamischen Eigenschaften hydraulischer Stellantriebe wie auch der nichtlinearen Einflüsse ist sehr aufwendig. Es wird dazu auf die Literatur verwiesen /Himmler 67/, /Faisandier 81/.

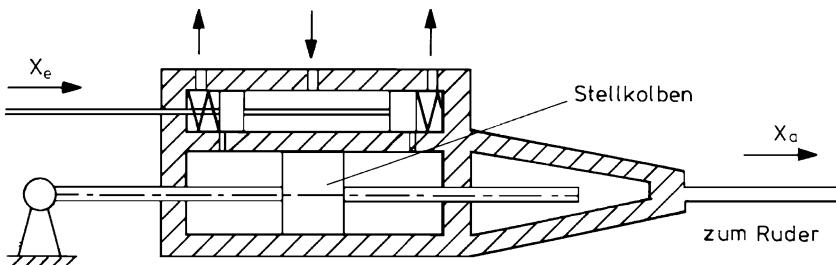


Bild 10.12 Beweglicher hydraulischer Stellantrieb

Elektrohydrostatischer Stellantrieb

Elektrohydrostatische Stellantriebe (*Electrohydrostatic Actuator*, EHA) bestehen aus einem Elektromotor mit veränderlicher Drehgeschwindigkeit (typischerweise Gleichstrommotor), der eine Pumpe antreibt, die den Hydraulikdruck bereitstellt, einem Reservoir, einem Akkumulator mit der Hydraulikflüssigkeit und einem konventionellen, hydraulischen Stellantrieb, vgl. Kap. 10.2.2.

Zwischen elektrischem Kommandosignal und der Aktuatkraft sorgt der Elektromotor für die erforderliche Verstärkung, indem er zusammen mit der Pumpe elektrische Leistung in hydraulische Leistung wandelt. Die Hydraulik wird als Zwischenmedium bei der Kraftübertragung benutzt.

Ein großer Vorteil des EHA ist, daß er sehr ähnlich wie ein konventioneller, hydraulischer Stellantrieb betrieben werden kann. Da die Hydraulikflüssigkeit nur lokal benötigt wird, kann ein EHA in der Gesamtflugsteuerung als autarkes Element angesehen werden, das keinen Anschluß an eine zentrale Hydraulikversorgung

benötigt. Die erste Anwendung von EHAs für die Flugsteuerung von Verkehrsflugzeugen ist beim Airbus A380 (Höhenruder und Querruder). Dort werden sie benutzt, um eine redundante Hydraulikversorgung mit zwei statt der sonst erforderlichen drei zentralen Hydraulikkreise zu erreichen. Am Seitenruder des A380 wird eine Kombination von EHAs mit konventionellen, hydraulischen Stellantrieben eingesetzt, die ermöglicht, daß beim Ausfall der zentralen Hydraulikversorgung auf die lokale Versorgung umgeschaltet werden kann. Sie werden als *Electrical Backup Hydraulic Actuator* (EBHA) bezeichnet.

10.2.3 Elektrohydraulisches Ventil

Bei Beaufschlagung eines Servos oder eines Stellantriebs mit einem elektrischen Steuersignal ist zunächst eine elektrohydraulische Energiewandlung nötig, die eine erhebliche Leistungsverstärkung beinhalten muß. Eine weitverbreitete Lösung besteht aus einem elektrohydraulischen Vorverstärker nach dem Düse-Prallplatten-Prinzip („Moog-Ventil“), dessen Arbeitsweise in Bild 10.13 dargestellt ist, vgl./[Hamy 92/](#), [Morse 63](#).

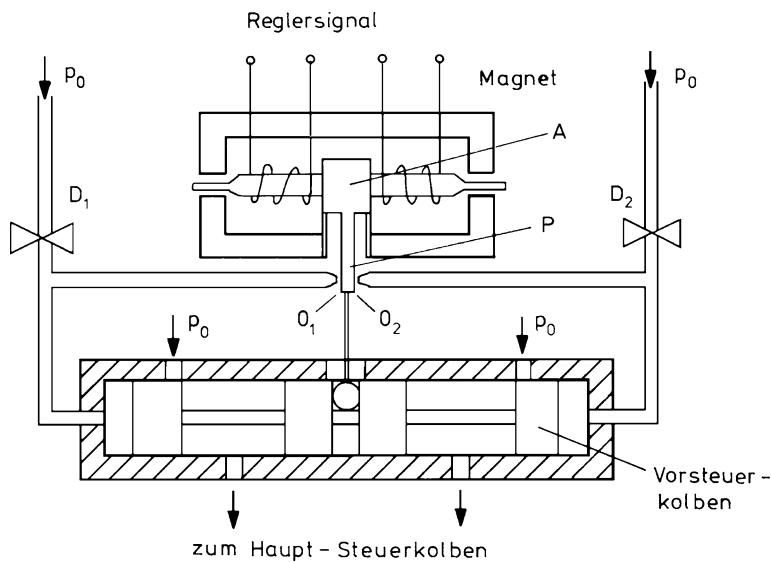


Bild 10.13 Elektrohydraulisches Vorsteuerventil

Durch den Ausgangsstrom eines elektrischen Gegentaktverstärkers (Regler) wird der Anker A elastisch, z. B. nach rechts, ausgelenkt. Dadurch wird der Abstand der Prallplatte P zur Düsenöffnung O₂ verringert und zu O₁ vergrößert. In Verbindung mit den Drosseln D₁ und D₂ in den Zuleitungen erhöht sich dadurch der Druck in der rechten Hydraulikleitung, während er sich in der linken verringert. Der Vorsteuerkolben rückt nach links, bis er über eine elastische Verbindung die Prallplatte soweit zurückgeführt hat, daß wieder Druckgleichgewicht herrscht. Dabei wird der

linksseitige Ölfluß zum Hauptsteuerkolben freigegeben. Das Vorsteuerventil allein arbeitet also wie ein Proportionalverstärker, da der Stellausschlag des Vorsteuerkolbens proportional dem Eingangsstrom ist. Aus der Tatsache, daß Drossel- und Düsenöffnungen in der Größenordnung von 0,25 mm sind und der Abstand der Düse-Prallplatte ca. 0,025 mm beträgt, wird klar, daß das Vorsteuerventil äußerst empfindlich auf kleinste Verunreinigungen im Hydrauliköl reagiert. Es ist ein äußerst sicherheitskritisches Bauteil im Flugsteuerungssystem.

Beim Haupt-Stellzylinder ist die Stellgeschwindigkeit dem Ölstrom proportional, dieser arbeitet also integrierend, so daß auch hier eine Rückführung erforderlich ist. Bild 10.14 veranschaulicht den Gesamtaufbau aus elektrischem Verstärker, elektrohydraulischem Stellventil, Haupt-Stellzylinder und elektrischer Rückführung. Für den Proportionalanteil wird im einfachsten Fall die Auslenkung des Stellzylinders mit einem Potentiometer abgegriffen. Da der Weg des Vorsteuerkolbens dem Ölfluß und damit der Laufgeschwindigkeit des Stellkolbens proportional ist, läßt sich dieser unmittelbar für eine differenzierende Rückführung verwenden. Beide Stellsignale können außerdem im Rechner zur Überwachung von Vorsteuerventil und Hauptstellzylinder ausgewertet werden.

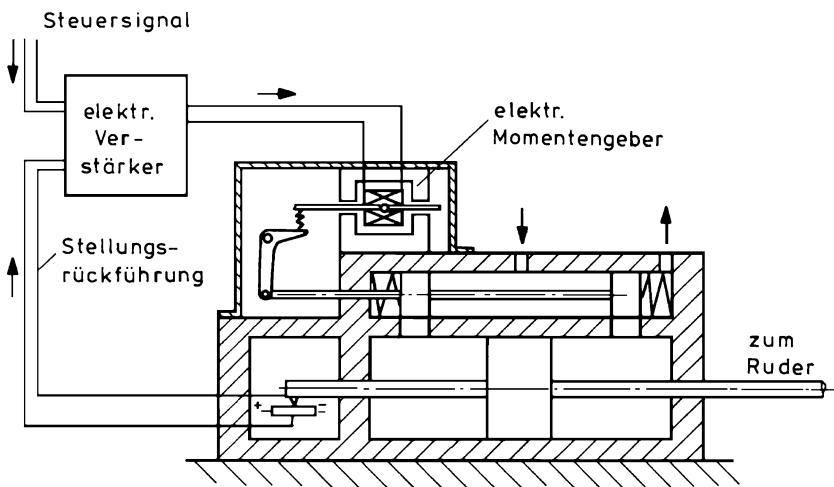


Bild 10.14 Elektrohydraulischer Stellantrieb mit elektrischer Rückführung

Alternativ zum zweistufigen, elektrohydraulischen Servoventil (*electro hydraulic servo valve*, EHSV) nach Bild 10.13, das eine begrenzte Bandbreite hat und bei dem das elektrische Kommandosignal hydraulisch sehr stark verstärkt werden muß, werden seit den 1970er Jahren einstufige, rein elektrische Servoventile entwickelt, sogenannte Direktantriebsventile (*Direct Drive Valves*, DDV). Statt durch Hydraulikflüssigkeit wird der Vorsteuerkolben durch einen Elektromotor angetrieben. Das kann je nach Konstruktionsprinzip ein Linearmotor sein oder ein Motor dessen Rotationsbewegung in eine lineare Bewegung umgesetzt wird. DDVs werden beispielsweise in der Ansteuerung der vorderen Flügelklappen des Eurofighters eingesetzt.

Als Alternative zu Elektromotoren wird die Anwendung von Piezoaktuatoren zum Bewegen des Ventilschiebers untersucht. Piezoaktuatoren bestehen aus piezoelektrischem Material, das sich mechanisch deformiert, wenn eine Spannung angelegt wird. Mit ihnen können aber nur geringe Verschiebungen erzeugt werden, so daß zusätzlich eine mechanische Übersetzung erforderlich ist, vgl. [/Lindler An 02/](#).

10.3 Steuerungssysteme

Die Ansteuerung der Stellglieder durch Reglersignale wird von der eingesetzten Technologie (mechanische oder elektrische Primärsteuerung) und von der Aufgabenteilung zwischen Pilot und Regler bestimmt. Da die elektrische Flugsteuerung schrittweise aus der herkömmlichen manuellen Steuerung entwickelt wurde, orientiert sie sich an dieser, denn sie muß auch heute noch bei Reglerausfall einen problemlosen Übergang auf teilweise oder vollständige manuelle Steuerung erlauben. Da die Steuerung zu den lebenswichtigen Systemen im Flugzeug gehört, spielen bei ihrer Ausgestaltung Fragen der Sicherheit eine dominierende Rolle. Die konstruktiven Lösungsvarianten für Steuerungssysteme sind äußerst vielgestaltig und es können hier nur einige Grundprinzipien diskutiert werden, die in direktem Zusammenhang mit dem Flugregelungssystem stehen. Das wird hier an Hand stark vereinfachter Prinzipskizzen geschehen und auf die konventionellen Stellglieder Ruder, Trimmung und Schub beschränkt bleiben. Da die überwiegend eingesetzten hydraulischen Stellantriebe eine sehr hohe Kraftverstärkung besitzen, kann die Rückwirkung der Ruderlast auf den Stellausschlag vernachlässigt werden. Es wird ausschließlich dieser Fall betrachtet. So wie schon in [Kap.3](#) der Fall des „freien Ruders“ übergangen wurde, so wird auch hier bezüglich spezieller Ruderkonstruktionen zur Reduzierung des Ruderscharniermoments auf die Literatur verwiesen ([/Etkin 72/](#), [/McCormick 79/](#)).

10.3.1 Grundprinzipien

Steuerungsarten

Bild [10.15](#) charakterisiert zunächst die drei grundsätzlichen Steuerungsarten.

- Die Signale des Piloten und des Reglers werden im Gestänge mit Hilfe einer Differentialanlenkung überlagert (Dämpferbetrieb). Dadurch behält der Pilot volle Einwirkungsmöglichkeit („volle Autorität“) auf das Stellglied und der Regler hat keine Rückwirkung auf das Bedienelement.
- Das Gestänge wird vom Reglerservo ohne Mitwirkung des Piloten angesteuert, wobei das Bedienelement zwecks Überwachung vom Regler mitbewegt wird (Autopilotenbetrieb). Der Pilot hat nur noch überwachende Funktion.
- Der Pilot führt das Flugzeug mittels der primären Bedienelemente „durch den Regler hindurch“ (Vorgaberegelung). Das verlangt einen Kraft- oder Wegabgriff am Bedienelement und eine elektrische Signalverarbeitung bis zum Stellantrieb.

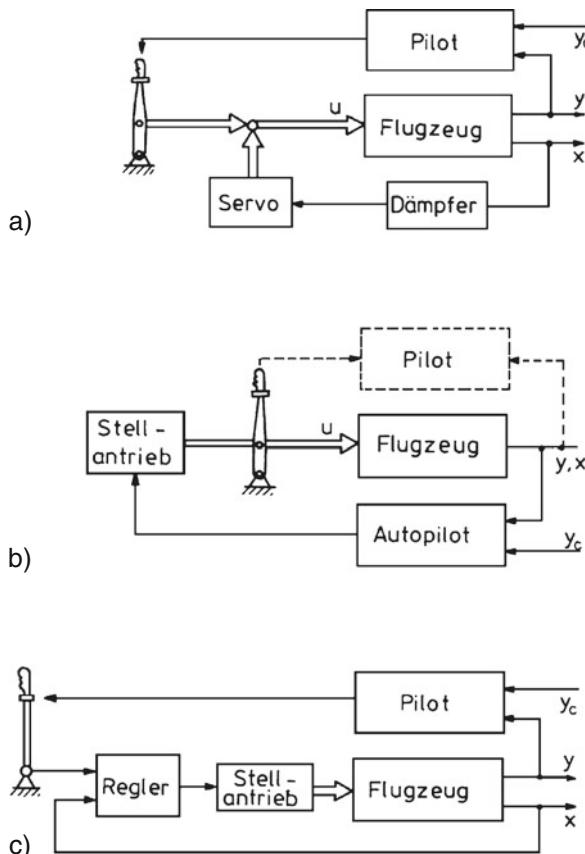


Bild 10.15 Die drei grundsätzlichen Steuerungsarten (y_c – Führungsgröße, y – Regelgröße, x – Zustandsgrößen) a) Dämpfer, b) Autopilot, c) Fly-by-Wire

Im letzten Fall besteht keine mechanische Verbindung mehr zwischen Bedienelement und Ruder, hierfür hat sich der Begriff Fly-by-Wire eingebürgert. Diese Anordnung verknüpft Elemente von a) und b) miteinander. Ihre Vorteile liegen erstens in dem ständigen Zusammenwirken von Pilot und Regler und zweitens in der Möglichkeit der relativ freien Ausgestaltung des Reglers, der im Gegensatz zu a) jetzt vom Piloten her gesehen im Vorwärtzweig liegt. Bei den ersten Vorgabereglern wurde aus Sicherheitsgründen die elektrische Verbindung dem Gestänge parallel geschaltet. Diese als „control wheel steering“ bezeichnete Betriebsart stellt eine Übergangslösung dar, bei der verhindert werden muß, daß elektrische und mechanische Steuerung gegeneinander arbeiten.

Manuelle Steuerung

Bei manueller Steuerung (ohne hydraulische Kraftverstärkung) hat der Pilot direkt die Ruderkräfte (Ruderscharniermoment) gegen Massen- und Luftkraft

aufzubringen. Diese ist vom Staudruck und von der Schwerpunktallage abhängig und liefert insofern eine für den Piloten wichtige Rückführgröße zur Beurteilung des aktuellen Flugzeugverhaltens. Um aber ständigen Kraftaufwand zu vermeiden, kann der Pilot über ein selbsthemmendes Getriebe (Trimmeinrichtung) die Höhenflosse rückwirkungsfrei verstellen und damit Momentengleichgewicht im Sinne von Kap.3.2 herstellen, d. h. das Flugzeug am Arbeitspunkt der aktuellen Fluggeschwindigkeit austrommen.

Bild 10.16 zeigt eine häufig anzutreffende Konfiguration, bei der die ständige Steuerung mit dem Höhenruder (Klappe am Höhenleitwerk) erfolgt, und die längerfristige Trimmung über die Leitwerksflosse. Bei ausgetrimmtem Flugzeug ist das Ruder in Nullstellung kraftfrei und der Steuerknüppel in Mittelstellung. Zur Entkopplung der Bewegungen von Ruder und Leitwerk ist der Differentialhebel D so an der Flosse zu lagern, daß sein oberes Gelenk möglichst nahe dem Drehpunkt der Leitwerksflosse bleibt.

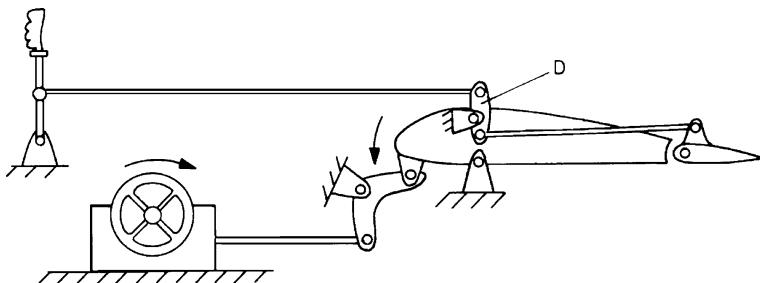


Bild 10.16 Manuelle Nicksteuerung und Nicktrimmung

In Bild 10.17 wird eine vielfach in Kampfflugzeugen anzutreffende Konfiguration gezeigt, bei der das Ruder fehlt und Steuerung und Trimmung beide mit der Leitwerksflosse erfolgen. Hier übernimmt die Trimmeinrichtung über eine Feder die stationäre Ruderlast und modifiziert so den Kraftnullpunkt des Knüppels, um den herum der Pilot steuern kann. Die Trimmung wird vielfach mit einem elektrischen Antrieb versehen, der mit Hilfe eines Schalters am Steuerknüppel betätigt wird (*beep trim*). Wird der Trimmtrieb als rotierender Schraubentrieb ausgeführt, so bezeichnet man ihn im Englischen als *screw jack*.

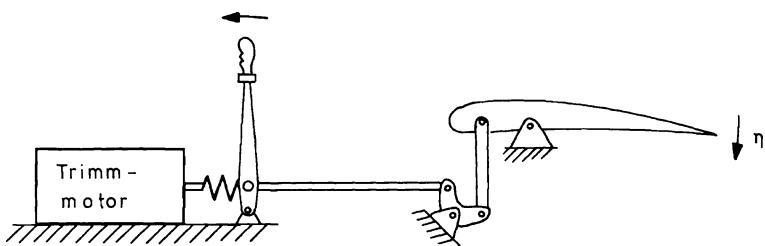


Bild 10.17 Trimmung und Steuerung mit der Flosse

Mit der Flugzeuggröße und der Fluggeschwindigkeit wächst auch die Ruderkraft, und die Knüppelkraft muß durch eine hydraulische Kraftverstärkung (*power booster*) reduziert werden. Die jetzt entfallende Ruderrückwirkung muß durch eine (evtl. flugzustandsabhängige) Feder ersetzt werden, die am Steuerknüppel eine sinnvolle Zuordnung von Knüppelausschlag und -kraft liefert („*künstliches Knüppelkraftgefühl*“) und dem Piloten eine Abschätzung der Wirksamkeit seiner Steuerausschläge erlaubt. Bild 10.18 zeigt diese Anordnung.

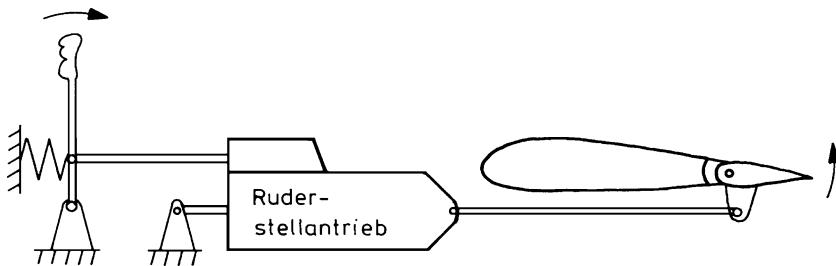


Bild 10.18 Hydraulischer Ruderstellantrieb

10.3.2 Manuelle Steuerung mit Dämpferunterstützung

Der nächste Schritt besteht darin, den Piloten von ständigen Steuerkommandos zur Ausregelung von Böenstörungen zu entlasten und gleichzeitig die Dämpfung der Flugzeug-Eigenbewegung zu verbessern. Regler für diesen Zweck werden als Dämpfer (*damper, stability augmentation system, SAS*) bezeichnet. Ihr Ausgangssignal wirkt über einen elektrischen oder elektrohydraulischen Stellmotor (Servomotor) auf das Rudergestänge. Die Stellaktivität des Dämpfers darf den Piloten bei der Bahnführung nicht behindern und er soll einen direkten Eingriff auf das Ruder oder den Ruderstellantrieb behalten. Dazu sind die Stellkommandos von Steuerknüppel und Dämpferservo im Gestänge so zu addieren, daß der Dämpfer nicht auf den Steuerknüppel zurückwirkt. Bild 10.19 veranschaulicht diese Steuerungsart und zwar für den Fall von Bild 10.17 (Leitwerk ohne Ruder).

Die Feder hat hier zwei Aufgaben: erstens erzeugt sie die künstliche Knüppelkraft und zweitens verhindert sie die Rückwirkung des Dämpferausschlags auf den Steuerknüppel, allerdings unter der Voraussetzung, daß eine Kraftverstärkung durch den Ruderstellantrieb erfolgt und die Massen- und Reibungskräfte des Gestänges klein sind. Umgekehrt liefert der rückwirkungsfreie Servoausgang den momentanen Fixpunkt des Differentialhebels zur Ansteuerung des Ruderstellantriebs vom Steuerknüppel her.

Die obige Anordnung wird als „Parallelanlenkung“ bezeichnet. Eine Alternative bildet die „Reihenanlenkung“, bei der ein Stellantrieb im Sinne von Bild 10.12 (mit elektrischer Ansteuerung) in das Gestänge einbezogen wird, wie in Bild 10.20

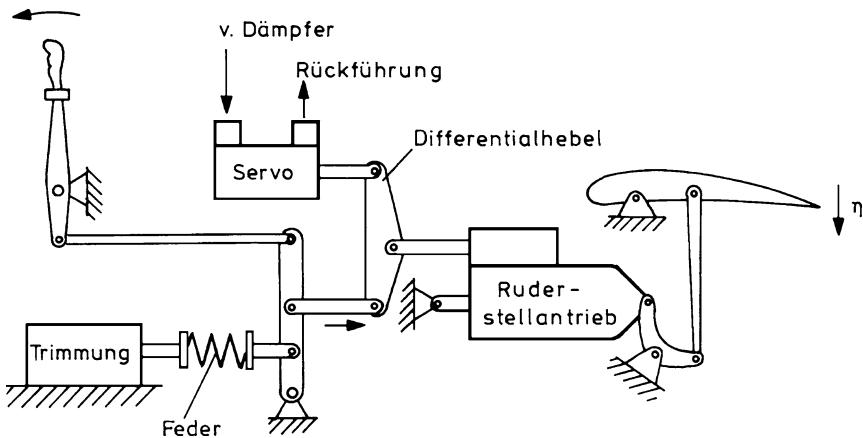


Bild 10.19 Steuergestänge mit Differentialanlenkung (Dämpferbetrieb)

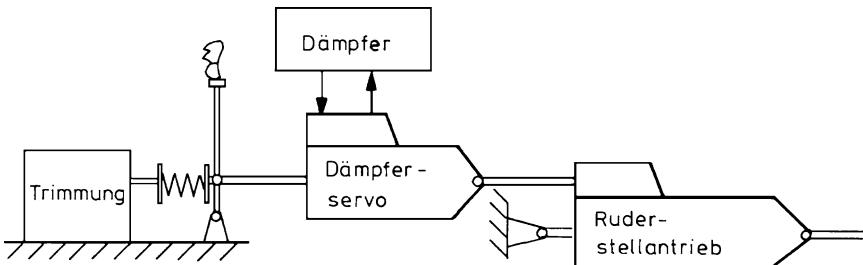


Bild 10.20 Dämpferservo in Reihenanordnung

gezeigt. Hierbei wird das Regler-Stellsignal in eine Längenänderung des Gestänges umgeformt. Feder und Trimmung haben die gleiche Wirkung wie in Bild 10.19.

10.3.3 Steuerung bei Autopilotenbetrieb

In den Anfängen der Flugregelung wurden Autopiloten nachträglich in ein fertiges Flugzeug eingerüstet, wie es auch heute noch bei kleineren Flugzeugen vorkommt. Die einfachste und sicherste Art der Nachrüstung bestand in einer Verbindung des Stellmotorausgangs an bestehende Seilzüge oder Gestänge über eine elektrisch betätigte Kupplung, die im Notfall vom Steuerknüppel her überdrückt werden konnte (Scherstift). Die Forderung, daß die mechanische Verbindung zwischen Steuerknüppel und Ruder stets aufrechterhalten wird, hatte zur Folge, daß der Steuerknüppel vom Autopilotenstellmotor mitbewegt wird, vgl. Bild 10.21. Diese Anordnung macht eine Mischung von Piloten- und Autopilotenkommandos unmöglich und der Pilot muß die Steuerung in den betreffenden Freiheitsgraden vollständig an den Autopiloten abgeben, wie in Bild 10.15b angedeutet. Dem steht der große Vorteil gegenüber, daß der Pilot die Tätigkeit des Autopiloten jederzeit am Steuerknüppel

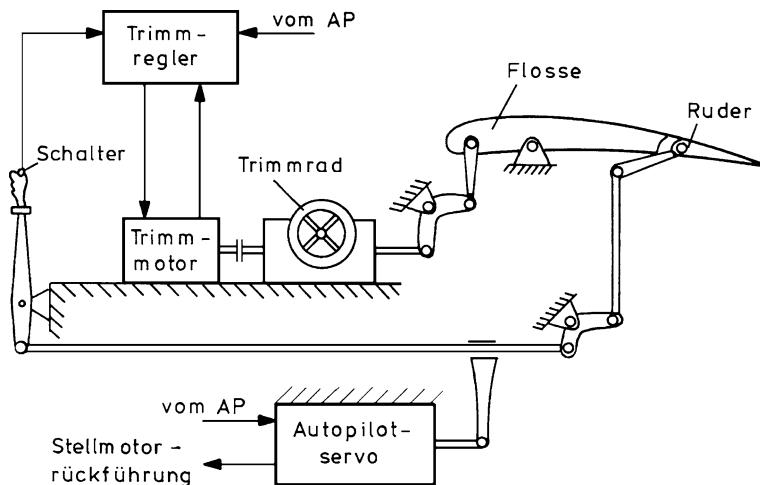


Bild 10.21 Steuerung bei Autopilotenbetrieb

„ablesen“ kann und bei Fehlverhalten des Reglers sofort und unmittelbar eingreifen kann. In großen und schnellen Flugzeugen wird der Autopilotenservo durch einen Ruderstellmotor entlastet, dieser wurde in Bild 10.21 weggelassen.

Der Autopilot wird ergänzt durch einen Trimmregler, der aus Sicherheitsgründen meist als unabhängiges Gerät ausgeführt wird. Dieser erhält vom Autopiloten (und dem Piloten) Eingangssignale, vgl. Kap. 14.2.5. Die Trimmung hat auch hier die stationäre Ruderlast aufzunehmen und dafür zu sorgen, daß

1. stets der volle Arbeitsbereich des Ruders für den Autopiloten zur Verfügung steht und daß
2. der Autopilotenservo keine stationäre Last aufzunehmen hat und bei Abschalten oder Ausfall des Autopiloten keine großen Ruderausschläge entstehen.

Auch bei elektrischer Trimmung läuft das Trimmrad im Cockpit zwecks direkter Überwachung mit. Diese Ausführungen beziehen sich in der Hauptsache auf die Trimmung in der Nickachse. Es gibt auch Vorrichtungen zur Trimmung von Seiten- und Querruder, diese werden aber normalerweise nur manuell betätigt, da es sich hier (mit Ausnahme bei Triebwerksausfall) nur darum handelt, von Zeit zu Zeit Unsymmetrien auszugleichen.

Es existieren verschiedene Übergangslösungen, mit denen versucht wurde, eine „Mitsprache“ des Piloten im Autopilotenbetrieb zu erreichen. Im einfachsten Fall kann der Pilot den Autopiloten durch Überdrücken abschalten. Später wurde mit Hilfe eines elektrischen Kraftabgriffs am Knüppel die Möglichkeit geschaffen, durch Übersteuern die Signale des Autopiloten kurzzeitig zu korrigieren (*supervisory override*), etwa beim Einfliegen auf eine neue Sollhöhe. Schließlich gibt es Mischformen von mechanischer und elektrischer Steuerung, die der Forderung entsprechen, das Gestänge aus Sicherheitsgründen beizubehalten und den Versuch darstellen, vom Steuerknüppel Führungssignale für den Autopiloten abzuleiten

und dadurch eine größere Flexibilität des Autopilotenbetriebs zu erreichen (*control wheel steering*, CWS, s. o.). Ein Parallelarbeiten einer starren mechanischen Steuerung mit einer elektrischen Signalverbindung, die Regelgesetze enthält, muß aber zum Konflikt führen. Dieser äußert sich u. a. in einer mangelnden Koordinierung von Steuerknüppelkraft und -weg. Alle diese Lösungen stellen notgedrungen Kompromisse dar, die seit der Einführung einer rein elektrischen Steuerung überholt sind.

10.3.4 Elektrische Steuerungen (Fly-by-Wire)

Gemeinsam mit dem Übergang von der Analog- zur Digitaltechnik hat die Einführung einer rein elektrischen Steuerung (*fly-by-wire*, FBW) die Flugregelung in den beiden letzten Jahrzehnten des 20. Jahrhunderts revolutioniert. Wegen der sicherheitskritischen Funktion der primären Steuerung hat sich die Einführung der Fly-by-Wire-Technologie in mehreren Etappen vollzogen und mehrere Jahrzehnte gedauert. Wie viele andere Neuerungen wurde die elektrische Steuerung zuerst im militärischen Bereich eingesetzt und erprobt. Die Concorde war das erste zivile Transportflugzeug, dessen Primärsteuerung elektrohydraulisch über ein analoges Triplexsystem erfolgte (Erstflug 1969). Dieses Flugzeug hat zusätzlich eine voll ausgebildete mechanische Steuerung, die bei Ausfall der Hydraulik oder Elektrik eingekuppelt werden kann. Das MRCA-Tornado ist eins der ersten militärischen Flugzeuge mit elektrischer Steuerung, es ist aber zusätzlich mit einer hydromechanischen Steuerung ausgerüstet. Erst im Airbus A320 (Erstflug 1987) hat man den großen technologischen Schritt gewagt, in einem Zivilflugzeug außer einer Notsteuerung (Seitenruder und Höhenflossentrimmung) auf mechanische Verbindungen zwischen Cockpit und Rudern zu verzichten. Bei der Boeing 777 und 787, Airbus A340-500/600 und beim Airbus A380 gibt es solche mechanischen Verbindungen nicht mehr.

An Bild 10.22 werden in Verbindung mit Bild 10.15c die enormen regelungstechnischen Vorteile dieser Steuerungsart klar. Die wesentlichen sind (wobei zunächst Sicherheitsaspekte außer acht gelassen werden):

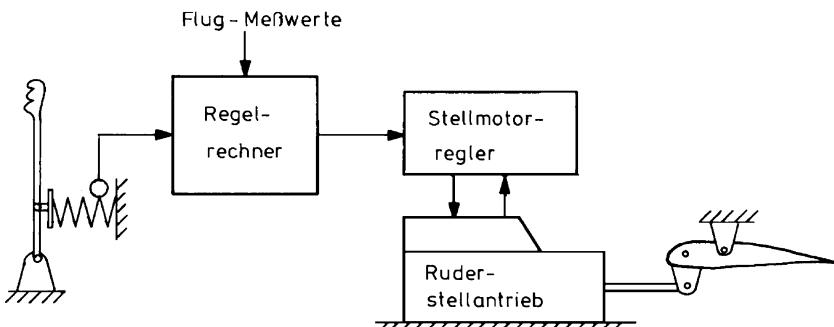


Bild 10.22 Fly-by-Wire-Steuerung

Vereinfachung des Systems

Die Funktionen von Dämpferservo, Autopilotenservo (evtl. Trimmung) und Ruderstellmotor sind in einem Stellantrieb zusammengefaßt. Dadurch entfällt der Reglerservo und die mechanische Signalmischung und es lassen sich alle Reglerfunktionen in einem Rechner zusammenfassen.

Führungsverwertvorgabe über primäre Bedienelemente

Der Pilot gibt mit Hilfe der primären Bedienelemente (Knüppel, Steuerhorn oder *sidestick*) Führungsverwertwerte vor (der Regler liegt vom Piloten her gesehen im Vorwärtszweig). Dadurch wird ein ständiges, sehr direktes Zusammenspiel von Pilot und Regler möglich, der Pilot steuert das Flugzeug „durch den Regler hindurch“, wobei die Zuordnung zwischen Steuernüppelkraft und Regelgröße den Pilotenwünschen angepaßt werden kann. Der Regler modifiziert und vereinheitlicht die Flugzeugreaktion in weiten Grenzen. Da vom Piloten keine großen Steuerkräfte mehr aufzu bringen sind, kann das große Steuerhorn durch einen Seitenbediengriff (*sidestick*) ersetzt werden, der im wesentlichen nur noch die Funktion eines Signalgebers hat.

Integration von Reglerfunktionen

Der Regler kann alle Aufgaben der Dämpfung, Störunterdrückung und Bahnführung vereinen und koordinieren. Die Ausgestaltung der Regelgesetze ist nicht durch technische Randbedingungen eingeschränkt (das wird zusätzlich unterstützt durch die Digitaltechnik). Die klassische Regelung läßt sich leicht durch (evtl. nichtlineare) Vorsteuerung ergänzen und eine Integration früherer Einzelregler für Längs- und Seitenbewegung oder von Autopilot und Autothrottle (Vortriebsregler) ist einfach realisierbar.

Eine elektrische Steuerung ohne mechanisches Reservesystem setzt allerdings eine extrem hohe Zuverlässigkeit aller Teilsysteme voraus, angefangen von der elektrischen und hydraulischen Energieversorgung, über Rechner, Datenbus und Stellantriebe, bis hin zu den verschiedenen Schnittstellen. Für alle sicherheitskritischen Funktionen des Fly-by-Wire-Systems, die im Fehlerfall katastrophale Folgen haben können, wird nach FAR und CS 25.1309 eine Ausfallrate von kleiner 10^{-9} 1/fh (Einheit: pro Flugstunde; *flight hour*, fh) gefordert, für den Autopiloten je nach Landekategorie eine Ausfallrate von bis zu höchstens 10^{-7} 1/fh.

10.3.5 Sicherheitsaspekte

In Stellsystemen werden die fast energielosen Rechner-Ausgangssignale in mehreren Stufen so verstärkt, daß große Ruderlasten praktisch rückwirkungsfrei aufgebracht werden können. Kleine Fehler, z. B. in der elektrohydraulischen Signalfwandlung, wirken sich auf einem sehr hohen Energieniveau aus und können damit verheerende Folgen haben. Die Stellantriebe sind deshalb sicherheitskritische Systeme, sie müssen ständig überwacht werden und die Auswirkung von Fehlern

muß eingegrenzt werden. Im folgenden werden einige Aspekte der Sicherheit und Überwachung von Stellantrieben dargestellt, ohne daß dabei auf Einzelheiten eingegangen werden kann.

Wirksamkeitsbegrenzung

Die Auswirkung eines Fehlers kann dadurch eingeschränkt werden, daß die maximale Stellgeschwindigkeit des Stellmotors und sein maximaler Stellausschlag begrenzt werden, so daß seine Wirksamkeit („Autorität“) reduziert ist. Bild 10.23 zeigt ein Beispiel hierfür mit einer Amplituden- und einer Laufgeschwindigkeitsbegrenzung. Das Ausgangssignal des Autopiloten wird direkt einem Stellmotor hoher Stellgeschwindigkeit zugeführt, dessen Ausschlag begrenzt ist (z. B. auf 10 bis 20% des verfügbaren Ruderausschlags). Damit wird eine Regelung hoher Bandbreite ermöglicht, aber ein Stellmotorfehler, der dazu führt, daß eine Stellfläche mit maximaler Stellgeschwindigkeit an den Anschlag fährt (Ruderhartlage, *hard over* bzw. *unlimited runaway*) kann auf Grund der Ausschlagsbegrenzung toleriert werden, bis der Stellmotor von einer Überwachungseinrichtung oder vom Piloten abgeschaltet wird (*limited runaway*). Das gleiche Reglerausgangssignal wird über einen integrierenden Stellmotor mit stark begrenzter Laufgeschwindigkeit zur Trimmung eingesetzt. Obwohl hier der gesamte Arbeitsbereich der Trimmflosse zur Verfügung stehen muß, bleibt dem Piloten oder einem Überwachungssystem wegen der Begrenzung der Laufgeschwindigkeit ausreichend Zeit zum Abschalten, bevor ein Fehler einen gefährlichen Flugzustand herbeiführen kann.

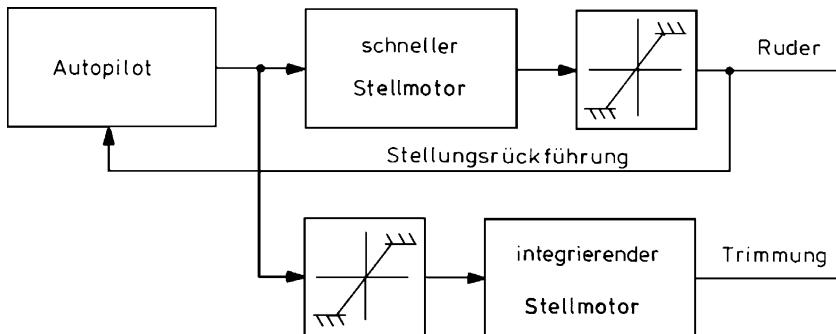


Bild 10.23 Zur Begrenzung der Wirksamkeit von Stellantrieben

Mit diesen Lösungen für ein *fail-passive*-Verhalten wird die Forderung der Richtlinie FAR Part 25 erfüllt, die besagt, daß der Ausfall eines Reglers nicht zum Unfall führen darf und festgelegte Grenzwerte (z. B. Fluglage) nicht überschritten werden dürfen, bis der Pilot innerhalb von 3 s (im Streckenflug) oder 1 s (im Landeanflug) die Führung des Flugzeugs übernimmt. Eine solche Wirksamkeitsbegrenzung ist allerdings nur einsetzbar, wenn eine alternative (z. B. manuelle) Steuerung mit voller „Autorität“ für starke Manöver existiert. Sie erfordert zusätzliche Maßnahmen zur Fehlererkennung und Fehlerbeseitigung.

Überwachung

Können Amplitude und Stellgeschwindigkeit nicht begrenzt werden, wie z. B. bei Start und Landung, und ist der Pilot durch die Schwierigkeit der Führungsaufgabe voll beansprucht, so ist eine automatische Überwachung mit rechtzeitiger Abschaltung erforderlich. Dazu werden Eingangs- und Ausgangssignal des Stellantriebs miteinander verglichen (evtl. unter Einbeziehung eines Modells für das Stellmotorverhalten) und der Stellmotor bei Überschreiten einer vorgegebenen Toleranzschwelle abgeschaltet, vgl. Bild 10.24. Ein Dämpferservo nach Bild 10.20 muß bei Ausfall blockiert werden, ein Autopilotenservo nach Bild 10.21 muß vom Gestänge gelöst oder durch Kurzschließen des Hydraulikkreislaufs frei beweglich gemacht werden, um dem Piloten die ungehinderte Steuerung zu ermöglichen.

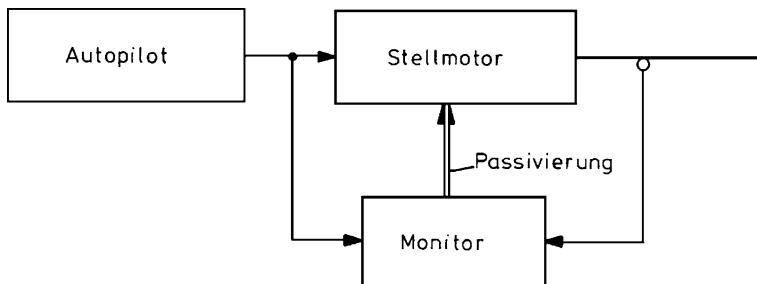


Bild 10.24 Simplex-System mit Monitor

Dieses als *fail passive* bezeichnete Ausfallverhalten reduziert die Wahrscheinlichkeit eines gefährlichen Fehlers, führt aber nach dem ersten Fehler zum Abschalten des Reglers. Auch ein Parallelschalten zweier aktiver Stellmotoren (Duplex-System) bringt demgegenüber keine Verbesserung, so lange nur ein Vergleich stattfindet und der Fehler nicht lokalisiert werden kann. Die Ausfallwahrscheinlichkeit eines überwachten oder verdoppelten Systems erhöht sich entsprechend der Zahl zusätzlicher Bauteile, wobei auch die Ausfallwahrscheinlichkeit des Überwachers (Monitor) eingeht. Die zusätzliche Sicherheit wird also durch erhöhte Fehlerwahrscheinlichkeit erkauft, die üblicherweise als mittlere Zeit bis zum Auftreten eines Fehlers (*mean time between failures*, MTBF) angegeben wird.

Redundanz

Eine Fortsetzung der Reglerfunktion nach dem Auftreten eines Fehlers ist nur möglich, wenn der Fehler lokalisiert wird und noch ein fehlerfreies System verfügbar ist. Das ist bei zwei alternativ gebräuchlichen Strukturen der Fall, sofern die Hypothese gilt, daß das Auftreten zweier Fehler innerhalb eines kurzen Zeitraums extrem unwahrscheinlich ist.

Werden zwei selbstüberwachte Steller parallel betrieben, so spricht man von einem Duo-Duplex-System, vgl. Bild 10.25. Die Rechner werden dabei üblicherweise vervierfacht. Nach Auftreten des ersten Fehlers bleibt noch ein funktionsfähiges

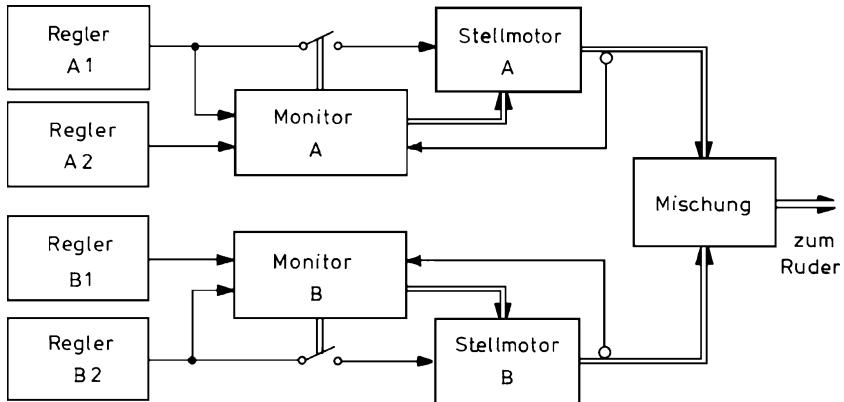


Bild 10.25 Duo-Duplex-System

System übrig. Dieses Fehlerverhalten wird als *fail operative* bezeichnet. Nach dem ersten Fehler liegt ein System nach Bild 10.24 mit fail-passive-Verhalten vor. Erst nach einem zweiten Fehler muß auf ein evtl. vereinfachtes Notsystem (*back-up system*) umgeschaltet werden.

Für die Fehlerbeseitigung gibt es mehrere Lösungen. In einigen Systemen sind beide Steller von vornherein in Betrieb und der fehlerhafte Steller wird abgekuppelt oder auf „Freilauf“ geschaltet. Bei dieser Anordnung ist im Normalbetrieb eine Synchronisierung der Stellwege und ein Kraftausgleich nötig. In anderen Systemen arbeitet zunächst nur ein Steller aktiv, während der andere in Wartestellung (*stand-by*) ist. Im Fehlerfall wird auf den intakten Steller umgeschaltet. Eine weitere Alternative besteht darin, daß beide Steller auf getrennte Ruder (z. B. ein geteiltes Seitenruder) wirken.

Das gleiche Sicherheitsniveau liefert das in Bild 10.26 gezeigte Triplexsystem, das auf einer Verdreifachung der Steller (und der Rechner) beruht. Die Fehlererkennung erfolgt durch Vergleich unter den drei Kanälen (A-B, B-C und C-A) und die Fehlerlokalisierung durch eine 2 aus 3-Auswahl. Die Fehlerbeseitigung geschieht entweder durch Abschalten eines von drei aktiven Stellern oder durch Umschalten auf einen vorher passiven aber fehlerfreien Steller. Die Verdreifachung kann aus drei unabhängigen Reglerkanälen bestehen oder auch abschnittsweise überwacht werden, wie in Bild 10.26 angedeutet.

Fehlererkennung und -beseitigung

Die in Kap.9 gemachten Ausführungen zur Fehlererkennung und Fehlerbeseitigung bei Sensoren gelten sinngemäß auch für die Aktuatoren. Beide Schnittstellen zwischen Flugzeug und Regler sind fehleranfällig, die Auswirkungen im Stellsystem sind aber aus folgenden Gründen besonders kritisch /Buchholz 93/, /Baumgarten 96/:

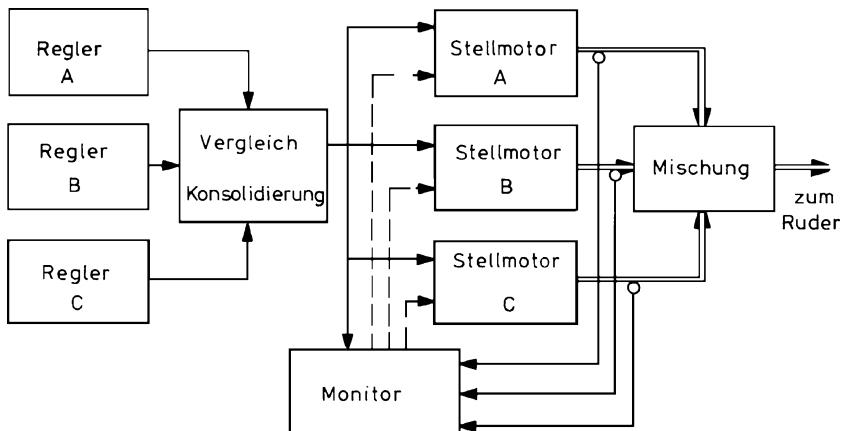


Bild 10.26 Triplexsystem

1. Im Stellantrieb wird eine sehr große Verstärkung realisiert und es werden enorme Energien umgesetzt. Ein Fehler in dieser Verstärkungskette hat entsprechend große Auswirkungen und kann das Flugzeug in eine unkontrollierbare Situation bringen.
2. Die Stellkommandos wechseln mehrfach ihren Energiezustand: Rechnerdaten werden in analog-elektrische Signale und diese in hydraulische und schließlich in mechanische Energie gewandelt. Diese Energiewandlungen sind besonders fehleranfällig.
3. Die Stellantriebe arbeiten prinzipiell integrierend und erhalten durch eine Rückführung proportionales Verhalten. Bei Ausfall dieser Rückführung werden sehr schnell gefährlich große Ausschläge erzeugt. Werden integrierende Stellsysteme eingesetzt, so ist eine Synchronisierung vermehrter Stellmotoren besonders schwierig.
4. Eine Überwachung von Stellantrieben ist aufwendig, da ihr dynamisches Verhalten wegen der vorhandenen Nichtlinearitäten (z. B. Lastabhängigkeit) und Zeitvarianz (z. B. Temperatureinflüsse) schlecht modellierbar ist.
5. Eine Vermehrung von Stellantrieben erfordert eine Signaladdition auf sehr hohem Energieniveau. Das Zu- oder Abschalten eines Stellantriebs muß möglichst transientenfrei erfolgen und erfordert daher eine vorherige Synchronisation.

System-Hierarchie

Ein wichtiger Gesichtspunkt beim Entwurf eines Flugregelungssystems ist die Struktur des Gesamt-Regelungssystems. Diese muß möglichst einfach, klar und überschaubar sein. Das ist häufig dann nicht mehr der Fall, wenn ein System evolutionär mehrfach erweitert wird. So entstand im Laufe der Jahrzehntelangen Flugreglerentwicklung ein System, das aus einer Vielzahl von Einzelreglern mit voneinander unabhängigen Sensoren, Signalverbindungen, Bediengeräten und

Cockpitanzeigen zusammengesetzt war. Solche Regler sind häufig untereinander unzureichend koordiniert und haben wegen ihrer Komplexität keinen befriedigenden Leistungsstandard. Die Einführung der Automatischen Landung erforderte eine engere Kopplung zwischen Autopilot und Schubregler, was integrierte und stärker verkoppelte Reglerfunktionen erzwang. Diese Integration von Funktionen setzte sich beim Übergang von analogen auf digitale Systeme fort und wiederholte sich später bei den Navigations- und Flugmanagementsystemen.

Ein Flugregelungssystem besteht aus lebensnotwendigen, d. h. sicherheitskritischen Funktionen und solchen, die die Arbeitsbelastung des Piloten reduzieren oder seinen Arbeitskomfort erhöhen, und damit verzichtbar sind, vgl. Bild 1.33. Zu ersten gehören Dämpfer- und Stabilisatorfunktionen so wie das Steuerungssystem, also die innerste Regelschleife in Bild 10.27. Diese müssen mit größter Zuverlässigkeit ausgestattet sein, also z. B. über robuste Meßgeber und vermehrte Stellsysteme verfügen und werden mit lange erprobter Technik realisiert.

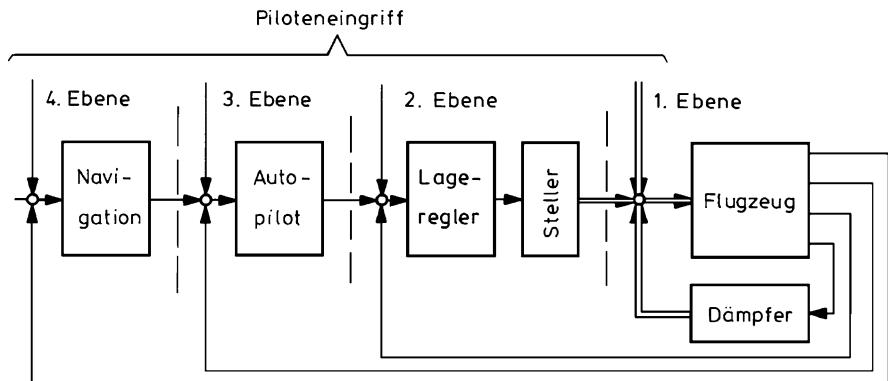


Bild 10.27 Hierarchische Systemstruktur

Insgesamt sinkt bei den übrigen Regelschleifen in Bild 10.27 von „innen“ nach „außen“ die Notwendigkeit der Automatisierung. Die Aufgaben können zunehmend im Fehlerfall vom Piloten übernommen werden, da die Vorgänge zunehmend langsamer ablaufen. Gleichzeitig steigt nach außen die Komplexität durch Meßsysteme und Rechner, so daß die Zuverlässigkeit sinkt.

Das Grundprinzip für die Sicherheit einer solchen hierarchischen Systemstruktur besteht darin, daß Fehler nie von einer höheren auf eine niedrigere Ebene durchschlagen dürfen und daß jeweils bei Verlust einer oberen Ebene das Restsystem voll funktionsfähig bleiben muß. Dafür ist wesentliche Voraussetzung, daß der Pilot die Einwirkungs- bzw. Steuermöglichkeit bis in die unterste Ebene behält und daß ihm die für die Übernahme der „höheren“ Aufgaben erforderliche Meßinformation zur Verfügung steht. Insofern spielt das Anzeigesystem eine wesentliche Rolle für die Zuverlässigkeit des Gesamtsystems.

Literaturverzeichnis zu Kapitel 10

- Baumgarten, G.: Ein neues Flugregelungskonzept zur Rekonfiguration bei Stellgliedfehlern. Dissertation, TU Braunschweig 1996.
- Buchholz, J.J.: Time delay, induced by control surface rate saturation. Z. Flugwiss. Weltrf. 17, 1993.
- Etkin, B.: Dynamics of atmospheric flight. Wiley, London 1972.
- Faleiro, L.: Summary of the European Power Optimised Aircraft (POA) Project. ICAS-paper 2006-7.2.1, Hamburg 2006.
- Faisandier, J.: Hydraulique et electrohydraulique. Dunod, Paris 1981.
- Gibson, J.C., Hess R.A.: Stick and Feel System Design. AGARD, AGARDograph 332, Neuilly-sur-Seine, France 1997
- Gille, Pélegrin, Decaulne: Lehrgang der Regelungstechnik Teil II. R. Oldenbourg, München 1967.
- Guillon, M.: Hydraulische Regelkreise und Servosteuerungen. Carl Hauser Verlag, München 1968.
- Hafer, X., Sachs, G.: Senkrechtstarttechnik. Springer, Berlin 1982.
- Hamy, M.: Electrohydraulic servovalves. Enc. on Mod. and Sim., Pergamon Press, London 1992.
- Himmler, C.R.: Elektrohydraulische Steuersysteme. Krauskopf, Mainz 1967.
- Jänker, P., Claeysen F., Grohmann, B., Christmann, M., Lorkowski, T., LeLetty, R., Sosniki, O., Pages, A.: New actuators for aircraft and space application. 11th Conference on New Actuators, Bremen 2008.
- Jomier, T.: Final Pulishable Summary Report: More Open Electrical Technologies (MOET). Technical Report D-0.02.3, Toulouse 2009.
- Lindler, J.E., Anderson, E.H.: Piezoelectric direct drive servovalve. SPIE Paper 4698-53. Industrial and Commercial Applications of Smart Structures and Technologies, San Diego 2002.
- McCormick, B.: Aerodynamics, aeronautics and flight mechanics. Wiley, New York 1979.
- McRuer, D.T., Ashkenas, I., Graham, D.: Aircraft dynamics and automatic control. Princeton University Press, Princeton 1973.
- Moir, I., Seabridge A.: Aircraft systems. Wiley, New York 2008.
- Morse, A.C.: Electrohydraulic servomechanisms. McGraw-Hill, New York 1963.
- Raymond, E.T., Chenoweth, C.C.: Aircraft flight control actuation system design. Society of Automotive Engineers, Warrendale 1993.

Kapitel 11

Regelungsaufgaben und Auslegungsziele

Das oberste Ziel bei der Auslegung von Flugzeugen ist die Sicherheit; diesem sind alle übrigen Ziele untergeordnet. Ob es sich darum handelt, einen einzelnen Passagier nach einem Stadtrundflug wieder auf dem Ausgangsflugplatz zu landen, oder ob hunderte von Menschen in einem Großraumflugzeug von Frankfurt nach Tokio befördert werden sollen, immer geht es im zivilen Bereich ausschließlich darum, Menschen sicher an ihren Bestimmungsort zu bringen. Wirtschaftlichkeit, Flugkomfort und Pünktlichkeit sind zwar ebenfalls wichtige Ziele; sie sind demgegenüber aber von untergeordneter Bedeutung.

Im militärischen Bereich tritt neben das Ziel der Sicherheit das der Missionserfüllung. Auch wenn ein Flugzeug nicht zurückkehrt, kann seine Mission erfüllt sein, wenn z. B. der Gegner kampfunfähig gemacht wurde. In militärischen Spezifikationen stehen daher beide Ziele nebeneinander.

Wie können Flugregler zur Realisierung dieser Ziele beitragen? Sie können den Piloten von lang andauernden, ermüdenden Aufgaben entlasten, also die Stabilisierung des Flugzustandes und die Abminderung der Störeinflüsse von Wind und Turbulenz übernehmen. Sie stellen damit den Piloten frei für „entscheidendere“ Aufgaben, bei denen sein ganzes Können und seine Entscheidungskompetenz gefordert sind.

Sie können den Piloten auch bei schwierigen Aufgaben unterstützen und sein „verlängerter Arm“ sein, wenn seine Reaktionsgeschwindigkeit oder seine Fähigkeit zur Messung oder koordinierten Steuerung vieler Größen überfordert sind. Beispiele dafür sind die Schlechtwetterlandung, der Geländefolgeflog oder das Manövrieren eines Flugzeugs im *post-stall*-Bereich (d. h. bei sehr hohem Anstellwinkel).

Flugregler können schließlich ständig wiederkehrende Manöverfolgen wie ein standardisiertes Anflug- und Landeverfahren mit großer Präzision und Regelmäßigkeit ausführen. Dadurch behält der Pilot den nötigen „klaren Kopf“, um den sicheren Flugablauf zu überwachen und bei unvorhergesehener Entwicklung desselben die richtigen Entscheidungen zu treffen.

Wie lassen sich aus diesen Aufgaben und Zielen die Kriterien für die Auslegung und Weiterentwicklung von Flugreglern ableiten? Und welche Entwurfsverfahren sind schließlich geeignet, Flugregler mit optimalen Eigenschaften zu liefern? Eines dürfte nach den ersten zehn Kapiteln dieses Buches klar geworden sein: Eine „quadratische Optimierung“ mit linearem Prozeßmodell und formalem Integralkriterium

(Riccati-Entwurf, vgl. Kap.12.3.1) eignet sich höchstens für die vorläufige Lösung eines eingeschränkten Teilproblems (*preliminary design*) und ein „globaler“ Entwurf ist auf Grund der Komplexität sowohl des Prozesses als auch des Forderungskatalogs ausgeschlossen.

In diesem kurzen Kapitel können keine allgemeinen Rezepte für die Auslegung von Flugreglern präsentiert werden. Es wird auf Zulassungsvorschriften hingewiesen und an einzelnen typischen Beispielen aufgezeigt, wie vielfältig die Forderungen und Kriterien sind. Sie entstammen drei Bereichen: Forderung nach guten Flugeigenschaften, Forderungen die Flugbahn innerhalb vorgegebener Toleranzen einzuhalten, Verbesserung der Flugleistungen durch Flugregler.

Der erste betrifft die Forderung nach guten Flugeigenschaften. Bereits die Gebrüder Wright bezeichneten die Fähigkeit ein Flugzeug „zu balancieren und zu steuern“ als das Wissensgebiet mit den größten Herausforderungen in der Luftfahrt. Aber erst in den 1950er Jahren begannen systematische Untersuchungen zu Flugeigenschaftsforderungen. Diese beziehen sich vornehmlich auf die dynamischen Eigenschaften des Flugzeugs, also auf Stabilität, Steuerbarkeit, Manövriertfähigkeit und auf Böenempfindlichkeit. Sie berücksichtigen also in erster Linie die Wünsche des Piloten nach guter Fliegbarkeit und nach Flugkomfort, enthalten aber auch wesentliche Forderungen zur Einhaltung des sicheren Flugbereichs (*flight envelope*).

Der zweite große Bereich betrifft die Einordnung des einzelnen Flugzeugs in den Luftraum und in den Luftverkehr. Aus den Regeln und Standard-Flugverfahren für Start, Reiseflug, Anflug und Landung ergeben sich Forderungen bezüglich Toleranzen der einzuhaltenden Flugbahn und der Abfolge von Bahnabschnitten bis hin zum ILS-Anflug- und Landeverfahren.

Ein dritter Bereich ist seit etwa 1980 hinzugereten: die Verbesserung der Flugleistungen mit Hilfe von Regelung. Nachdem der Flugbereich von Kampfflugzeugen mit Hilfe „aktiver Regelung“ stetig ausgeweitet wurde, tragen auch im zivilen Bereich Regler zur Verbesserung des Kompromisses zwischen Flugeigenschaften und Flugleistungen bei. Beispiele sind die Manöverlaststeuerung (*manœuvre load control*) oder die Reduzierung der statischen Stabilität. Diese und andere Maßnahmen erfordern schließlich die aktive Begrenzung des Flugbereichs durch Regelung.

Es wird deutlich werden, daß die Auslegungsziele von Flugzeugtyp und Flugbereich abhängig sind. Aus diesem Grunde befindet sich der Forderungskatalog in ständiger Weiterentwicklung. Bei der Entwicklung von Hubschraubern, Senkrechtkreuzstartern oder dem Überschallverkehrsflugzeug Concorde mußten bestehende Kriterien erweitert oder neu formuliert werden. Das gleiche ist seit der Einführung der Fly-by-Wire-Technologie der Fall. Jeder grundsätzlich neue Flugzeugtyp erfordert die Modifikation bestehender Forderungen.

11.1 Allgemeine Gesichtspunkte

11.1.1 Flugeigenschaften

Die Bedeutung des Begriffs „Flugeigenschaften“ wird für jemanden, der keine eigene Flugerfahrung besitzt, leichter verständlich, wenn man die damit verbundenen

Fragestellungen auf das Autofahren überträgt, mit dem fast jeder seine eigene Fahrerfahrung hat, s. /[Hodgkinson 98/](#). Man kann sich leicht vorstellen, daß ein Fahrer die Leistungsfähigkeit seines Autos nicht richtig ausnutzen kann, weil beispielsweise die Steuerung zu empfindlich ist oder das Bremsen zu viel Kraftaufwand erfordert. Mit einem solchen Fahrzeug können Fahrer die Leistungsgrenzen – wenn überhaupt – nur mit sehr großer körperlicher und mentaler Anstrengung (Arbeitsbelastung) erreichen. Dabei hängt es vom Schwierigkeitsgrad und der Dauer einer Aufgabe ab, welcher Arbeitsaufwand vom Fahrer akzeptiert wird. So sollte die Belastung bei einer langen Autobahnfahrt gering sein, während beim Einparken in eine enge Parklücke eher eine höhere Arbeitsbelastung akzeptiert wird.

Aber nicht nur die Aufgabe selbst, sondern auch Einflüsse aus der Umgebung haben Einfluß auf die Arbeitsbelastung, wie z. B. schlechte Sicht, sowie auch auf das Fahrverhalten. Beispielsweise kann böiger Seitenwind das Halten der Richtung erschweren; Nässe, Schnee und Eis können die Kontrolle über die Geschwindigkeit schwierig oder unmöglich machen.

Es ist auch zu berücksichtigen, ob das Fahrzeug in Ordnung ist, oder ob ein Fehler vorliegt (z. B. Reifenplatzer), so daß das Auto praktisch nur noch sicher zum Stillstand gebracht werden kann. Die dafür zulässige Arbeitsbelastung darf umso größer sein, je seltener der Fehlerfall auftritt. Wenn das Fahrzeug unkontrollierbar wird (vollständiger Verlust der Bremsen oder der Steuerung), muß der Hersteller nachweisen, daß die Konstruktion einen solchen sicherheitskritischer Fehler praktisch ausschließt, dann sind dafür auch keine Eigenschaftsuntersuchungen notwendig.

Da der Konstruktionsaufwand mit steigenden Zuverlässigkeitserfordernissen (d. h. sinkender Ausfallwahrscheinlichkeit) dramatisch wächst und damit auch die Kosten, sucht man beim Flugzeug immer nach Lösungen, die eine Reststeuerbarkeit bis zum sicheren Ende des Fluges gewährleisten – auch wenn man dabei eine erhöhte Arbeitsbelastung in Kauf nehmen muß. Deshalb ist die Untersuchung der Flugeigenschaften auch in Fehlerfällen für moderne Fly-by-Wire-Flugzeuge eine wichtige Fragestellung.

Zum Verständnis von Flugeigenschaften und zu ihrer Untersuchung ist es notwendig das gesamte System „Flugzeug / Pilot“ und die Mission, die zu erfüllen ist, zu betrachten, s. Bild 11.1. Der Pilot hat eine Flugaufgabe, wirkt über mechanische oder elektrische Signale auf die Stellflächen und damit auf das Flugzeug, das auch durch äußere Störungen (Wind und Turbulenz) beeinflußt wird. Die Flugzeugreaktion wird einerseits über den Flugregler auf die Stellflächen zurückgeführt, andererseits über die Sinneseindrücke (Sicht, Bewegung, Geräusche) des Piloten. Arbeitsbelastung und Stress sind Einflüsse, die den Piloten beim Erfüllen seiner Flugaufgabe stören.

Wie gut die Flugeigenschaften sind, kann man nur durch Befragen der Piloten ermitteln. Um nicht eine Vielzahl unterschiedlicher und auch unterschiedlich interpretierbarer Aussagen miteinander vergleichen zu müssen, ist dazu ein systematischer Ansatz notwendig. Die Bewertung erfolgt anhand standardisierter numerischer Skalen, damit sich die Bewertungen verschiedener Piloten leichter miteinander vergleichen lassen. Zum Ermitteln von Flugeigenschaften gehören Kenntnisse der

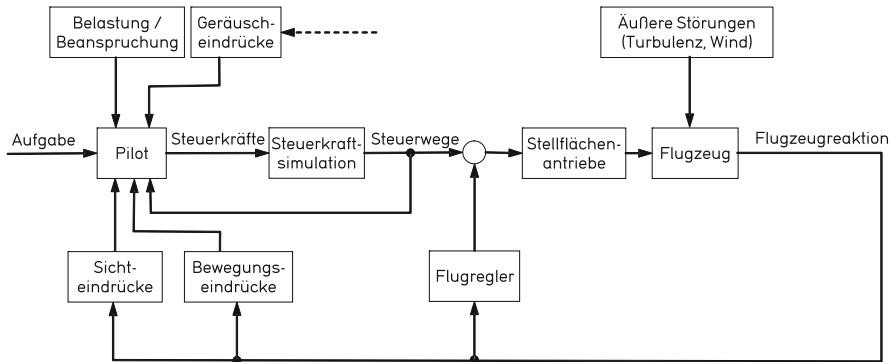


Bild 11.1 Blockschaltbild des Systems Pilot-Flugzeug

folgenden Elementen: Flugaufgabe, Flugzeug und Flugregler, atmosphärische Störungen, Fehlerfälle, Pilotenbewertung.

Im englischen Sprachgebrauch unterscheidet man bei Flugeigenschaften zwischen *flying qualities* und *handling qualities*. Allerdings sind diese Begriffe je nach Autor und Schule unterschiedlich definiert, was immer wieder Verwirrung stiftet. Deshalb sollen zunächst verschiedene gängige Definitionen zusammengestellt werden. Cooper und Harper definieren, vgl. [Kap.1.4.2](#):

Handling qualities are those qualities or characteristics of an aircraft, that govern the ease and precision with which a pilot is able to perform the tasks required in support of an aircraft role ([Cooper Ha 69](#)).

Sie setzen diesen Begriff mit *flying qualities* gleich, indem sie sagen:

The generally accepted meaning of flying qualities is similar to this definition of handling qualities, so only the latter term is used ...

d. h. sie bezeichnen also die *handling qualities* eines Flugzeugs als *flying qualities*, so wie sie die eines Fahrzeugs *driving qualities* nennen würden. Da die Arbeiten von Cooper und Harper erheblich zu den Flugeigenschaftsanforderungen (*handling quality requirements*) in [/MIL-F-8785C 80/](#) und [/MIL-STD-1797 04/](#) beigetragen haben, kann man davon ausgehen, daß diese Definition für die militärischen Standards gilt, obwohl es dort nicht explizit gesagt wird. Hodgkinson benutzt eine ähnliche Definition, s. [/Hodgkinson 98/](#).

Die *US Airforce Test Pilot School* unterscheidet in ihrem Handbuch [/USAF TPS 02/](#) zwischen beiden Begriffen:

Flying qualities are the characteristics, or the dynamics, of the airplane. [/USAF TPS 02/](#).

D. h. *flying qualities* können rein mathematisch durch Berechnen der charakteristischen Kenngrößen der Flugzeugdynamik bestimmt werden, ohne daß der Pilot direkt berücksichtigt wird. *Handling qualities* sind weitergehend definiert:

Handling qualities are the characteristics, or the dynamics, of the pilot plus airplane /[USAF TPS 02](#)/.

Unter *flying qualities* werden also vornehmlich die dynamischen Eigenschaften des Flugzeugs, also Stabilität, Steuerbarkeit und Manövrierfähigkeit verstanden. Hierzu gehört auch die gute Fliegbarkeit unter ungünstigen Umweltbedingungen wie z. B. bei stärkerer Turbulenz. Man verwendet dann auch den Begriff *ride qualities*. Ebenso fällt unter diese Kategorie der dem Piloten von einem Flugregler zur Verfügung gestellte Schutz, das Flugzeug nicht über den sicheren physikalisch möglichen Flugbereich hinaus manövrieren zu können. Die speziellen Regelgesetze erlauben also dem Piloten alle (sinnvollen) Steuereingaben, ohne daß er dabei auf die Einhaltung von Flugbereichsgrenzen achten muß – diese Aufgabe übernimmt der Regler für ihn. Im Englischen spricht man von *flight envelope protection* oder *carefree handling*.

Bei *handling qualities* wird nach /[USAF TPS 02](#)/ das kombinierte System aus Piloten- und Flugzeugdynamik betrachtet. Diese Kopplung ist immer dann von Bedeutung, wenn ein Pilot versucht, möglichst präzise eine anspruchsvolle Flugaufgabe zu bewältigen (z. B. Punktlandung, Zielverfolgung, Luftbetankung, Formationsflug). Hierbei kann es zu Instabilitäten des gekoppelten Gesamtsystems kommen, die gemeinhin unter der Bezeichnung „PIO“ zusammengefaßt werden. Diese Bezeichnung stammt aus dem Englischen und stand ursprünglich für *pilot induced oscillations*. Da dieser Begriff einen Fehler des Piloten impliziert, die Ursache aber häufig auf Defizite in der Flugreglerauslegung zurückzuführen ist, welche die zusätzliche Dynamik des Piloten unzureichend berücksichtigt, wurden alternative Begriffe, wie *pilot involved oscillations* oder *pilot in-the-loop oscillations* eingeführt.

Es ist die Aufgabe der modernen Flugregelung, die *handling qualities* eines Flugzeugs so auszulegen, daß im gesamten Missionsspektrum dieses Flugzeugs mit allen erdenklichen Arten von Pilotenverhalten keine PIO auftreten.

Auch Cook unterscheidet zwischen *flying qualities* und *handling qualities* und definiert:

The flying and handling qualities of an aeroplane are those properties which describe the ease and effectiveness with which it responds to pilot commands in the execution of some flight task /[Cook 97](#)/.

Diese Definition ähnelt der von Cooper und Harper, aber er präzisiert weiter:

Flying qualities: *The pilot's perception of flying qualities is considered to comprise a qualitative description of how well the aeroplane carries out the commanded task.*

Handling qualities: *The pilot's perception of handling qualities is considered a qualitative description of the adequacy of the short-term dynamic response to controls in the execution of the flight task.* /[Cook 97](#)/.

Diese Definition unterscheidet sich grundsätzlich von /[USAF TPS 02](#)/. Bild 11.2 illustriert die Zusammenhänge: die *flying qualities* hängen davon ab, wie gut eine Flugaufgabe (*task*) erfüllt werden kann, während *handling qualities* beschreiben,

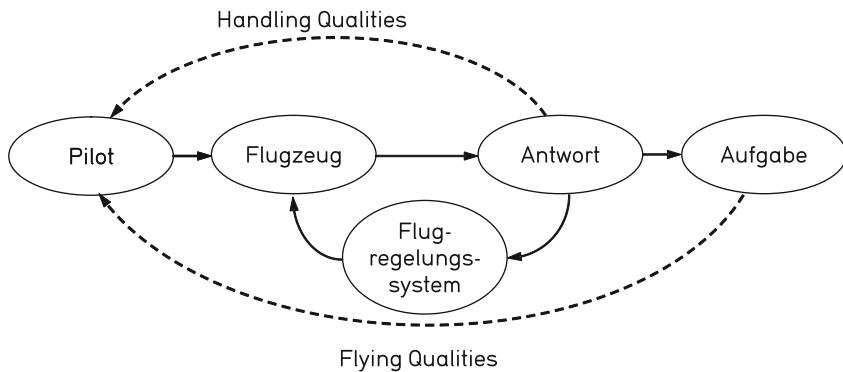


Bild 11.2 Definition von *flying qualities* und *handling qualities* nach /Cook 97/

wie das Flugzeug (kurzfristig) auf Piloteneingaben reagiert, die er zum Erfüllen der Flugaufgabe kommandiert. Beide Eigenschaften stehen in engem Zusammenhang.

11.1.2 Beurteilungskriterien

Die Güte von Flugreglern wird generell von Piloten beurteilt. Neben der eigentlichen Regelgüte spielt daher auch die Einsichtigkeit der Reglerfunktion und ihre gute Bedienbarkeit eine Rolle. Der Pilot muß jederzeit abschätzen können, ob der Regler „richtig“ reagiert. Diese Überwachungsaufgabe soll ihn ebenso wenig zusätzlich belasten, wie eine komplizierte oder unübersichtliche Handhabung (Betriebsartenwahl, Sollwerteingabe u. ä.). Die Beurteilung der Regelgüte durch den Piloten hängt ab

- vom Flugzeugtyp (großes, träges oder kleines, wendiges Flugzeug),
- von der Flugaufgabe (Start, Reiseflug, Kunstflug),
- von den Umgebungsbedingungen (Turbulenz, Vibration, Lärm),
- vom Schwierigkeitsgrad der Flugaufgabe (z. B. Landung bei schlechter Sicht oder bei Seitenwind, Triebwerksausfall).

Alle diese Einflüsse gehen in die Auslegungskriterien ein, das soll an drei Beispielen verdeutlicht werden.

1. Formationsflug: Die vordringlichsten Forderungen sind hier: höchste Präzision der Führung von Fluglage und Flugbahn nach Ort (Abstände) und Zeit (Begegnungen), höchste Manövriertfähigkeit und schnelle Reaktion. Der Flug ist gekennzeichnet durch starke und schnell wechselnde Kommandos und durch Ausnutzung der Flugleistungen (z. B. des Lastvielfachen) bis an ihre Grenzen. Pilotenkomfort (z. B. Begrenzung der Beschleunigungen) ist nur insofern gefordert, als die Flugaufgabe über längere Zeit sicher durchgeführt werden muß. Wirtschaftlichkeit spielt demgegenüber keine Rolle.

2. Verkehrsflugzeug im Reiseflug: Hier stehen Sicherheit und Wirtschaftlichkeit unter den Randbedingungen des Luftverkehrs im Vordergrund, d. h. die Forderungen nach Einhaltung des Flugwegs über Grund und Flughöhe so wie nach optimaler Machzahl dominieren. Die Toleranzen für Flugbahn und -lage sind relativ groß (Separation der Flugflächen 300 – 600 m, Flugzeugabstände 20 NM). An dritter Stelle der Forderungen steht der Flugkomfort, also eine Begrenzung von Beschleunigung und Drehgeschwindigkeiten. Stabilität und gute Dämpfung der Eigenbewegungen sind wichtiger als hohe Manövriergeschwindigkeit. Der Flug ist gekennzeichnet durch lange stationäre Flugabschnitte, die durch graduelle Manöver ineinander überführt werden. Diese verlangen nur relativ kleine Stellausschläge.
3. Verkehrsflugzeug im Landeanflug: Diese Flugphase ist gekennzeichnet durch die Forderung nach hoher Bahnführungsgenauigkeit, die mit Annäherung an den Aufsetzpunkt zunimmt. Da die Fluggeschwindigkeit nahe der Minimalgeschwindigkeit ist, wird vom Piloten höchste Aufmerksamkeit bezüglich des Energiehaushalts gefordert, insbesondere in Anwesenheit von Turbulenz. Die erforderlichen Konfigurationsänderungen (Landeklappen, Fahrwerk) erhöhen die Arbeitsbelastung des Piloten. Da graduelle Übergänge zwischen stationären Flugphasen vorherrschen, sind auch hier die Anforderungen an die Manövriergeschwindigkeit gering, dagegen ist hohe Ruderwirksamkeit gefordert, insbesondere bei einer Landung mit Seitenwind, bei späten Bahnkorrekturen und beim Auffangen. Obwohl es sich um einen relativ kurzen Abschnitt des Fluges handelt, sind Wirtschaftlichkeit und Passagierkomfort von Bedeutung.

In Tabelle 11.1 sind einige wichtige Auslegungskriterien für diese drei Beispiele einander gegenübergestellt. Dieses zeigt zunächst, daß Stabilität und Manövriergeschwindigkeit gegenläufig sind. Hohe Stabilität und gute Dämpfung der Eigenbewegungen stehen der Wendigkeit des Flugzeugs entgegen und müssen evtl. zugunsten hoher Manövriergeschwindigkeit reduziert werden. Böenabminderung ist zwar stets gefordert, ist aber in lange andauernden Flugphasen besonders wichtig (Passagierkomfort, Strukturbelastung). Auch die Forderungen nach Bahngenaugigkeit und Passagierkomfort sind gegenläufig. Das ist glücklicherweise so, denn eine hohe Bahngenaugigkeit ist nur auf Kosten hoher Beschleunigung und Drehgeschwindigkeit, also bei reduziertem Passagierkomfort erreichbar. Eine weitere Forderung, die zunehmend an Bedeutung gewinnt, wurde der Tabelle angefügt. Mit den Begriffen *envelope protection*

Tabelle 11.1 Auslegungskriterien in verschiedenen Flugphasen

	Formationsflug	Reiseflug	Landung
Stabilität, Dämpfung	+	+	+
Manövriergeschwindigkeit	++	-	-
Böenabminderung	(+)	+	(+)
Bahngenaugigkeit	+	-	++
Passagierkomfort	-	+	+
Wirtschaftlichkeit	-	++	+
<i>envelope protection</i>	+	(+)	+

und *carefree handling* (vgl. Kap.15.1) werden einander ähnliche Regleraufgaben beschrieben, die verhindern sollen, daß das Flugzeug seinen sicheren Betriebsbereich verläßt ($\alpha_{\max}, n_z \max, M_{\max}$) und zwar unabhängig von starken Störungen oder sogar falschen Steuereingaben des Piloten. Damit wird der Pilot von Überwachungsaufgaben entlastet in Flugphasen, in denen seine Aufmerksamkeit von anderen Aufgaben in Anspruch genommen wird.

Im folgenden seien noch einmal verschiedene typische Flugaufgaben aufgeführt, die sich bezüglich der Anforderungen an Flugeigenschaften, Flugleistungen und Bahnführungsgenauigkeit deutlich unterscheiden.

1. Luftkampf, Kunstflug: Ausnutzung der Leistungsgrenzen, enge Kurvenradien, hohe Lastvielfache.
2. Zielverfolgung: energieoptimale Bahn, Rendezvous-Manöver.
3. Anflug und Landung ohne Schub: Energie-Management, optimale Abstiegs- und Anflugbahn, Punktlandung.
4. Start und Startsteigflug: Beschleunigung auf der Startbahn, Rotation, optimaler Steigflug an der Grenze des Flugbereichs (Triebwerksausfall).
5. Reiseflug: lange, stationäre Abschnitte mit graduellen Übergängen, minimaler Treibstoffverbrauch.
6. Anflug in hoher Luftverkehrsdichte, evtl. Abstieg mit hoher Sinkgeschwindigkeit: häufiger Wechsel der Flugbahn, Warteschleifen.
7. Endanflug und Landung: hohe Bahngenauigkeit, Behinderung durch Bodengrenzschicht (Turbulenz, Windscherung) und schlechte Sicht.

11.1.3 Aufgabenspektrum

Die von Flugreglern zu übernehmenden Aufgaben sollen hier in vier Kategorien zusammengefaßt werden.

Verbesserung der Flugeigenschaften

Hierunter werden alle Regelungsaufgaben zusammengefaßt, die den Piloten unterstützen, ihm aber die übergeordnete Bahnführung überlassen. Zu den Flugeigenschaften, die dem Piloten die Führung eines Flugzeugs erleichtern oder erschweren und deshalb durch Flugregler zu modifizieren sind, gehört zunächst das Eigenverhalten des Flugzeugs. Darunter sind sowohl Frequenz und Dämpfung der Eigenbewegungen in Rollen, Nicken und Gieren zu verstehen, als auch die Amplituden- und Phasenverhältnisse der Bewegungsgrößen untereinander (z. B. Roll-Gier-Verhältnis).

Der zweite Aspekt der Flugeigenschaften betrifft das Steuerverhalten, d. h. die Reaktion des Flugzeugs auf Steuereingaben des Piloten. Die Bahnhaltungsgrade reagieren relativ langsam, sie sind daher vom Piloten selbst bei leichter Instabilität beherrschbar und spielen in diesem Zusammenhang eine untergeordnete Rolle. Bei den rotatorischen Freiheitsgraden steht dagegen an oberster Stelle die Forderung

nach Stabilität, damit der Pilot das Flugzeug wenigstens kurze Zeit sich selbst überlassen kann. Eigenfrequenz und Dämpfung müssen in Bereichen liegen, die für den Piloten angenehm sind und seiner Reaktionsfähigkeit entsprechen, so daß er weder dazu neigt, das Flugzeug zu destabilisieren oder zu Grenzschwingungen anzuregen, noch es zu übersteuern. Es muß ein guter Kompromiß gefunden werden zwischen Stabilität und Manövriertfähigkeit (Agilität) des Flugverhaltens /Duda 97/.

Beim Steuerverhalten des Flugzeugs ist sowohl die (quasi-stationäre) Amplitude der Reaktion auf Steuerkommandos wichtig (Steuerempfindlichkeit), als auch der zeitliche Ablauf dieser Reaktion. Letzterer soll dem Piloten eine möglichst frühzeitige Abschätzung der Flugbewegung zwecks richtiger Dosierung seiner Steuereingaben erlauben. Beides kann durch Regler unterstützt werden.

Geregelte Flugzeuge werden überwiegend mit Hilfe hydraulischer Stellantriebe gesteuert, die rückwirkungsfrei arbeiten. Der Pilot spürt also am Steuerknüppel keinerlei natürliche Gegenkraft, diese muß künstlich durch eine mechanische oder hydraulische Feder erzeugt werden („künstliches Knüppelkraftgefühl“). Da der Pilot vornehmlich über die Kraft (weniger nach dem Verstellweg des Bedienelements) steuert, ist z. B. das Verhältnis zwischen aufgebrachter Steuerkraft und resultierendem Lastvielfachen für die Beurteilung der Flugeigenschaften besonders wichtig. Auch die Anfangsreaktion des Flugzeugs, ausgedrückt in Beschleunigung und Drehgeschwindigkeit, ist ausschlaggebend.

Die Flugeigenschaften werden drittens bestimmt durch das Störverhalten, das im wesentlichen aus der Flugzeugreaktion auf Turbulenz besteht. Erhöhung der Eigendämpfung reduziert i. allg. durch ihre Filterwirkung die Böenempfindlichkeit beträchtlich. Eine vollständige Störunterdrückung ist allerdings unmöglich. Wie schon die einfache Winkelbeziehung

$$\Theta = \gamma + \alpha + \alpha_w \quad (1.3.1)$$

zeigt, erzeugt eine α_w -Bö entweder α -Änderungen, die zu Lastvielfachen- und Bahnwinkeländerungen führen, oder Θ -Änderungen, d. h. hohe Nickgeschwindigkeiten. Es ist also stets ein Kompromiß zwischen Bahn- und Lageregelung bei der Störunterdrückung zu finden, der i. allg. bei höheren Frequenzen zugunsten der Lage und bei niedrigen Frequenzen zugunsten der Bahn entschieden wird.

Die Luftturbulenz regt nicht nur die Starrkörperfreiheitsgrade eines Flugzeugs an, sondern auch besonders seine elastischen Freiheitsgrade. Deshalb ist z. B. in großen Verkehrsflugzeugen das Beschleunigungsniveau im Flugzeugheck höher als in Flügelnähe. Regler zur Abminderung der Auswirkungen von Böen haben daher im Prinzip auch die Aufgabe der Regelung (Dämpfung) der elastischen Freiheitsgrade. Dazu sind aber zusätzliche Sensoren und Aktoren nötig, was einen erheblichen Aufwand bedeutet. Aus diesem Grunde wird i. allg. auf eine Ausdehnung der Dämpferfunktion auf den Frequenzbereich der elastischen Freiheitsgrade verzichtet. Die Dämpferwirkung wird im Gegenteil mit Hilfe von Filtern bewußt auf die Starrkörperbewegung begrenzt.

Unter die hier besprochenen Aufgaben fällt auch das Ausregeln großer Störungen, wie sie durch einseitigen Triebwerksausfall oder durch Lastenabwurf

hervorgerufen werden. Zuerst müssen die anfänglich auftretenden Drehbeschleunigungen reduziert werden, damit keine gefährliche Fluglage entsteht. Daraufhin ist das Flugzeug umzutrimmen, um den einseitigen Schub oder die Massenänderung und Schwerpunktverlagerung zu kompensieren.

Alle Regler dieser Kategorie sollen den Piloten bei seiner Bahnführungsaufgabe unterstützen, ihn aber nicht behindern. Sofern sie zuverlässig arbeiten, hat der Pilot kein Interesse daran, ihre Arbeitsweise genau zu verfolgen, sie sollen vielmehr möglichst unbemerkt arbeiten. Ausschlaggebend für ihn ist allein das Verhalten des ge-regelten Flugzeugs als Flugzeug mit modifizierten Flugeigenschaften. Regler dieser Art werden in [Kap.14](#) behandelt.

Reglerunterstützte Flugbahnhöhung

Gerade in dynamischen Flugphasen möchte der Pilot auf eine Reglerunterstützung nicht verzichten. Diese soll dem Piloten sowohl eine präzise Flugbahnhöhung als auch starke, schnell wechselnde Manöver erlauben. Ein untergeordneter Regler, wie im vorigen Kapitel anhand von [Bild 10.15a](#) und b besprochen, ist dazu nicht in der Lage. Zwecks direkter Einwirkungsmöglichkeit muß der Steuerknüppel seine Funktion der Sollwertvorgabe behalten, dazu muß der Regler zwischen den Piloten (als Bahnregler) und die Stellsysteme treten, wie in [Bild 10.15c](#) gezeigt. Das erfordert eine elektrische Steuerung (*fly-by-wire*). Der Regler rückt damit in den Vorwärts-zweig der Regelschleifen, seine Wirksamkeit kann dadurch wesentlich erhöht und seine Funktionen (Koordinierung, Filterung) erweitert werden, vgl. Diskussion zu [Bild 10.22](#) und [Kap.18.2](#).

Mögliche Größen, die der Pilot über den Steuerknüppel steuern kann, sind in der Längsbewegung die Drehgeschwindigkeit q_K , das Lastvielfache n_z oder eine Kom-bination von beiden, die C^* -Größe (s. [Gl.11.2.6](#)). In Transportflugzeugen, bei denen die Anforderungen an die Manövrierfähigkeit gering sind, wird auch die Vertikal-geschwindigkeit als Steuergröße verwendet. In der Seitenbewegung wird je nach Anforderungen die Rollgeschwindigkeit p_K , der Hängewinkel Φ oder die Gierge-schwindigkeit r_K als Steuergröße vorgegeben. Stets muß aber die stationäre Zuordnung zwischen Steuerkraft und Flugbewegung dem ungeregelten Flugzeugverhalten entsprechen. Es verbietet sich also eine direkte Zuordnung zwischen Steuerkraft und Lagewinkeln oder gar zwischen Steuerkraft und Flugbahnparametern.

Vollautomatische Flugbahnhöhung

Eine vollautomatische Flugbahnhöhung ohne Beteiligung des Piloten setzt eine au-tomatische Regelung aller sechs Freiheitsgrade voraus. Ältere Flugregler waren so strukturiert, daß für jeden der drei Bahnfreiheitsgrade (x, y, z) die Wahlmöglichkeit zwischen manueller und automatischer Führung bestand. Auf Grund dessen war eine Aufgabenteilung zwischen Pilot und Regler möglich, z. B. so, daß der Pilot die Längsbewegung und der Regler die Seitenbewegung gesteuert hat.

Die historisch ersten Regler zur automatischen Bahnführung (Autopiloten) hat-ten die Stabilisierung einzelner Flugphasen zur Aufgabe. Diese betrafen zunächst

den (geradlinigen) Reiseflug. Später kamen der Kurvenflug und Übergangsbahnen zwischen den Flugphasen hinzu. Schließlich wurden aus mehreren Phasen bestehende Flugabschnitte zusammengefaßt wie eine automatische Landung einschließlich des evtl. nötigen Durchstartmanövers. Diese Regelungsaufgaben dienen der Entlastung des Piloten und seiner Freistellung für andere Aufgaben (Planung von Flugweg und Flugablauf, Funkverkehr u. a.). Der Ablauf solcher automatisierter Flugphasen ist bestimmt von den standardisierten Flugverfahren und den aktuellen Vorgaben der Flugüberwachung. Ihre Auslegungskriterien betreffen nur zum Teil die Flugeigenschaften, vornehmlich dagegen Vorgaben über Flugbahntoleranzen und erlaubtes Überschwingen beim Bahnwechsel, so wie Piloten- und Passagierkomfort.

Neue Ansätze für die automatische Führung auf stetig gekrümmten (Steilanflug) oder häufig wechselnden Flugbahnen unterliegen den gleichen Kriterien. Ihre Realisierung ist allerdings sehr viel aufwendiger, denn es müssen gleichzeitig mehrere Bahnpараметer stetig geändert werden (Höhe, Fahrt und Kurs), wobei sich der Energiezustand laufend ändert. Sie werden nur zögernd in den allgemeinen Flugbetrieb eingeführt, da sowohl die zuverlässige Realisierung als auch die Überwachung durch den Piloten bei solchen Reglern schwierig ist. Ihre Realisierung setzt die Verfügbarkeit flexibler 3-D-Navigationsverfahren voraus und hängt von der Einführung neuartiger Flugverfahren durch die Flugsicherung ab.

Überwachungs- und Planungsaufgaben

Die übergeordneten Tätigkeiten des Piloten betreffen a) die Flugplanung und -optimierung, b) die Bedienung aller Bordsysteme sowie c) die Überwachung des Flugablaufs. Neue Reglerentwicklungen dienen der weiteren Entlastung des Piloten in diesen drei Bereichen. Der Pilot muß unter Zuhilfenahme des Bord-Handbuchs, der Flugkarten, Angaben bzw. Anzeigen über Beladung, Treibstoffverbrauch, Wetter, Verkehrssituation, Verkehrsführung usw. den Flugablauf optimieren. Er wird heute von Flugmanagement-Rechnern in wachsendem Maße bei diesen Tätigkeiten unterstützt. Diese Systeme übernehmen auch die zeitraubende Tätigkeit der Wahl von Funkstationen und Sendefrequenzen, des Wechsels von Navigationssystemen und Regler-Betriebsarten, der Übertragung von Flugbahndaten in Regler-Sollwerte und der Ablaufsteuerung zusammengesetzter Flugphasen.

Die Überwachung des Flugzustandes hat zu mehreren Regler-Betriebsarten geführt, die man unter dem Stichwort *envelope protection* zusammenfaßt (Betriebsgrenzenregelung, vgl. Kap.20.2). Die Aufgaben reichen von der Überwachung der Triebwerke (jeweils maximal zulässiges Schubniveau, Drehzahlen, Temperaturen) über die Begrenzung des Lastvielfachen, der maximalen und minimalen Fluggeschwindigkeit und Flughöhe, bis zur Verhinderung der Überschreitung des maximalen Anstellwinkels (Überziehen) durch Steuerkommandos. Diese Werte und Grenzen sind vom Flugzustand und der Flugzeugkonfiguration (z. B. der Landeklappenstellung) abhängig. Ihre automatische Überwachung bedeutet daher eine wesentliche Arbeitserleichterung für den Piloten und ermöglicht ihm, wenn es erforderlich ist, schnell mit großen Steuerkommandos zu reagieren, ohne befürchten zu

müssen, dabei Flugbereichsgrenzen zu überschreiten. Im militärischen Bereich wurden ähnliche Reglerfunktionen unter dem Stichwort *carefree handling* entwickelt. Diese lassen bei Beachtung der Flugvorschriften ein „sorgenfreies“ Ausschöpfen der Flugbereichsgrenzen zu, können aber keinen absoluten Schutz vor absichtlichem Überschreiten der Betriebsgrenzen liefern.

11.1.4 Pilot-in-the-Loop Oscillation

Unter anderem bedingt durch die fehlende Rückkopplung bei modernen reglergestützten Flugzeugen zwischen der Position der Steuerfläche und der Position des Steuerorgans in Verbindung mit großen Totzeiten in der Steuerübertragung, einer schwachen Dämpfung der Eigenbewegungsformen (Anstellwinkelschwingung, Taumelschwingung) oder Phasenverzögerungen in Folge von digitalen Filtern, kann es in Kombination mit bestimmten Flugaufgaben und speziellem Pilotenverhalten zu einer Destabilisierung des Gesamtsystems Pilot-Flugzeug kommen. Häufig stellt sich in einem solchen Fall eine grenzstabile oder divergierende Schwingung mit großen Amplituden und Frequenzen zwischen 0,5–1 Hz ein, die in Bodennähe oder in der Nähe zu anderen Flugzeugen zu sehr gefährlichen Situationen und bei Überschreitung des maximalen Lastvielfachen sogar zur Zerstörung des Flugzeugs führen kann. Dabei ist die flugmechanische Größe, die der Pilot regelt (in den überwiegenden Fällen ist das der Nick- oder Rollagewinkel) um etwa 180° gegenüber den Steuereingaben phasenverschoben. Die Schwingung klingt sofort ab, sobald der Pilot den ihn einschließenden Regelkreis öffnet, d.h. nicht mehr versucht gegen die Schwingung anzukämpfen, die er unwissentlich anfacht. Eine solche PIO (*pilot in-the-loop oscillation*) ist also eine anhaltende oder unkontrollierbare Schwingung, die aus der Anstrengung des Piloten resultiert, das Flugzeug zu steuern. Sie ist in der Nickachse vom so genannten *bobbling* zu unterscheiden, eine ungefährliche jedoch sehr störende höherfrequente Schwingung mit geringer Amplitude, die durch eine schlecht gedämpfte Kurzzeitdynamik sowie durch ein „übersteuerndes“ Verhalten des Piloten ausgelöst werden kann. Drei Einflußgrößen wurden für die Entstehung einer PIO identifiziert: die Flugzeugdynamik, die Pilotendynamik und ein Auslöser (*trigger*). Der Pilot ist in der Lage, sich an eine sich graduell verändernde Flugzeugdynamik anzupassen, um eine Flugaufgabe bestmöglich zu bewältigen. Dabei entwickelt er unterbewußt ein inneres, gedachtes Modell der Flugzeugdynamik, das es ihm erlaubt z. B. vorhaltend oder verzögernd oder mit einer veränderten Verstärkung auf die Gesamtsystemdynamik einzuwirken. Eine plötzliche Änderung der Flugzeugdynamik (Auslöser), z. B. eine Änderung des Reglerbetriebszustandes oder veränderte aerodynamische Eigenschaften durch das Fahren von Klappen, kann aber zu einer Fehlanpassung des Piloten führen. D. h., seine bisher angewandte Steuerstrategie paßt nicht mehr zur plötzlich veränderten Flugzeugdynamik, was schlimmstenfalls zu einer Destabilisierung des Flugzeug-Piloten-Regelkreises und einer PIO führen kann.

PIO's haben mit dem Aufkommen moderner hochgradig geregelter Flugzeuge immer wieder zu Flugunfällen geführt. Eine umfassende Betrachtung von PIO's mit

vielen Beispielen findet man in [/McRuer et al. 97/](#). PIO werden in drei Kategorien eingeteilt. PIO der Kategorie I sind Schwingungen des Regelkreises Pilot-Flugzeug, dessen Dynamik weitgehend als linear und zeitinvariant betrachtet werden kann. Eine mögliche PIO-Anfälligkeit ist auf zwei Faktoren zurückzuführen: Zum einen kann bei einem zu geringen Amplitudenrand des Flugzeugfrequenzgangs die zusätzliche Verstärkung des Piloten das System destabilisieren. Zum anderen begrenzen große Phasenverschiebungen und Totzeiten den nutzbaren Frequenzbereich für den Piloten (s. [Bild 19.3](#)). Sie lassen sich i. allg. mit Hilfe der im folgenden beschriebenen Flugeigenschaftskriterien gut vorhersehen und vermeiden.

Als PIO der Kategorie II werden instabile und grenzstabile Schwingungen des quasi-linearen Gesamtsystems aus Pilot und Flugzeug beschrieben, dabei werden zusätzlich Stellgeschwindigkeits- und Ausschlagsbegrenzungen als nichtlineare Elemente berücksichtigt. Diese Art von PIO ist ein Phänomen, das bei modernen hochgradig reglergestützten Flugzeugen mit rückwirkungsfreien Flugsteuerungsanlagen auftritt. Es gab eine Reihe von spektakulären Flugunfällen (JAS 39 GRIPEN, YF-22), bei denen die Aktivierung einer Stellgeschwindigkeits- oder Ausschlagsbegrenzung als PIO-Auslöser identifiziert werden konnte.

PIO der Kategorie III beinhalten Schwingungen, die nicht mehr mit linearen Methoden beschrieben werden können. Diese resultieren hauptsächlich aus nichtlinearem und instationärem Übergangsverhalten in der Flugzeugdynamik oder dem Verhaltensmuster des Piloten. In jüngster Zeit wurde eine weitere, vierte Kategorie eingeführt, bei der davon ausgegangen wird, daß der Pilot niedrige Eigenfrequenzen der Flugzeugstruktur durch seine Steuereingaben anregt. Dieses gilt vor allem für große Flugzeuge mit flexibler Struktur, die ein komplexes Kopplungsverhalten zwischen aeroelastischen, aerodynamischen und flugmechanischen Eigenschaften aufweisen. Es ist das Ziel eines guten Flugregelungsentwurfs, gute Flugeigenschaften im Sinne von *handling qualities* für die gesamte Bandbreite von möglichem Pilotenverhalten zu erzeugen und dabei gleichzeitig jegliche PIO-Anfälligkeit zu unterbinden.

11.1.5 Richtlinien und Standards

Grundlage für die Entwicklung und Zulassung von zivilen Flugzeugen sind die von der *European Aviation Safety Agency* (EASA) herausgegebenen *Certification Specifications* (CS) und die von der US-amerikanischen *Federal Aviation Administration* (FAA) herausgegebenen *Federal Aviation Regulations* (FAR), die miteinander abgestimmt sind, und zwar

- CS-23: *Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes* (für Flugzeuge bis 5,7 t Gewicht bzw 9 Passagiersitzen)
- CS-25: *Certification Specification for Large Aeroplanes*
- CS-AWO: *Certification Specification for All Weather Operations*

Diese Zulassungsvorschriften enthalten - für den Flugreglerentwurf nutzbar - nur relativ allgemeine Forderungen, meist ohne konkrete Zahlenangaben, so daß sie eine gewisse Flexibilität bei der Anwendung auf einen bestimmten Flugzeugtyp oder eine neue Technologie erlauben. Zu ihrer Charakterisierung seien im folgenden einige Beispiele daraus genannt (Auszüge aus einer Übersetzung des Luftfahrt-Bundesamtes, LBA).

- § 23.141 „Das Flugzeug muß die Forderungen nach § 23.143 bis 23.253 in den normalerweise erwarteten Betriebshöhen erfüllen, ohne daß es dabei außergewöhnlicher Geschicklichkeit, Wachsamkeit oder Kraftanstrengung des Flugzeugführers bedarf.“
- § 23.143 „Es muß möglich sein, ohne Gefahr des Überschreitens des sicheren Lastvielfachen und unter allen wahrscheinlichen Betriebsbedingungen (einschließlich ... Motorausfall ...), einen weichen Übergang von einem Flugzustand zum anderen (einschließlich Kurven und Seitengleitflug) durchzuführen.“
- § 23.181 „Alle kurzperiodischen Längsschwingungen, die im Bereich zwischen der Überzieh- und der höchstzulässigen Geschwindigkeit auftreten, müssen sowohl mit loser, als auch mit fester Hauptsteuerung stark gedämpft sein.“
- § 23.1329 „Flugregler-Anlage
 - a) Die Anlage muß so gestaltet sein, daß der Flugregler
 - 1. von den Flugzeugführern schnell und sicher abgeschaltet werden kann, um zu verhindern, daß dieser sie bei der Steuerung des Flugzeugs stört,
 - 2. von einem Flugzeugführer soweit überkraftet werden kann, um ihm die Steuerung des Flugzeugs zu ermöglichen.
 - b) Die Anlage muß so gestaltet sein, daß der Flugregler weder bei normalem noch bei fehlerhaftem Arbeiten gefährliche Belastungen des Flugzeugs oder gefährliche Abweichungen von der Flugbahn hervorrufen kann unter der Annahme, daß die Einleitung von Korrekturmaßnahmen innerhalb einer angemessenen Zeit beginnt.“

Diese Eigenschaften muß der Flugzeughersteller den Zulassungsbehörden gegenüber nachweisen. Besonders die letzten Beispiele zeigen, daß für die Zulassung eines Flugreglers sehr hohe Sicherheitsanforderungen erfüllt werden müssen.

Bei der Entwicklung von Militärflugzeugen und ihren Reglern werden in vielen Ländern, u. a. auch in Deutschland, die US-amerikanischen MIL-Spezifikationen zugrunde gelegt. Die Flugeigenschaftsforderungen werden im /[MIL-STD-1797 04](#)/ ausführlich beschrieben; diese haben 1987 die Spezifikation MIL-F-8785C ersetzt und enthalten zusätzliche Hintergrundinformationen, die z. B. aus /[Chalk et al. 69](#)/ stammen. Darauf aufbauend wurden beispielsweise für das Eurofighter-Programm

gemeinsam von MBB und British Aerospace projektbezogene Spezifikationen „*Design and Clearance Requirements*“ aufgestellt. Die MIL-Spezifikationen werden in Frankreich nicht anerkannt, sondern durch die „*Étude de la Sécurité des Aéronefs en Utilisation – ESAU*“ ersetzt /Wanner 69/.

Forderungen an die Reglerfunktionen z. B. bezüglich Regelgenauigkeit, Stabilitätsreserve und Verhalten im Fehlerfall enthält die Spezifikation /SAE AS 94900 07/, früher MIL-F-9490D „*Flight Control Systems Design*“ /MIL-F-9490 92/.

Die Spezifikation MIL-STD-1797A besteht aus zwei Teilen. Der Hauptteil beinhaltet ausschließlich die textliche Formulierung der einzelnen Forderungen ohne Angabe von Zahlenwerten für die Flugeigenschaftsparameter. Die Zahlenwerte selbst, sowie Hintergründe, Erfahrungen und Erläuterungen zu den einzelnen Kriterien sind in dem Anhang „*Handbook for Flying Qualities of Piloted Aircraft*“ enthalten. Die MIL-STD-1797A ist so angelegt, daß sie als Grundlage eines Pflichtenhefts für eine spezielle Flugzeugentwicklung dienen kann, wobei die einzelnen Forderungen zwischen dem Auftraggeber und dem Hersteller festgelegt werden müssen. Die so erstellten „*Design and Clearance Requirements*“ bilden dann die Grundlage eines Kauf- oder Entwicklungsvertrags. Um den Charakter der MIL-STD-1797A aufzuzeigen, sollen auch daraus zwei Beispiele zitiert werden.

§ 4.4.1 Speed Response to attitude changes

- a. *The correlation between airspeed and pitch attitude shall be as follows ...* (zu spezifizieren).
- b. *Cockpit controls fixed or free, for Levels 1 and 2 there shall be no tendency for the airspeed to diverge aperiodically when the aircraft pitch attitude is disturbed from trim. For Level 3, the airspeed divergence must be within the following limits: ...* (zu spezifizieren).

§ 4.5.1 Roll Response to Roll Controller

The equivalent roll mode time constant T_R shall be no greater than the following ... (zu spezifizieren).

Darauf folgt ein Text über Begründung der Forderung, Erfahrungswerte aus früheren Flugzeugentwicklungen und Vorschläge, wie die geforderten Eigenschaften durch Simulation oder Flugversuch nachzuweisen sind. Es folgen empfohlene Werte und Text mit Erläuterungen und Beispielen.

Die Forderungen, die an die Flugeigenschaften eines Flugzeugs gestellt werden, sind abhängig von dem Flugzeugtyp und seiner Flugaufgabe (z. B. Transportflugzeug, Kampfflugzeug) sowie von seinem Flugzustand (z. B. Fehlerzustand, Turbulenzgrad). Aus diesem Grund erfolgt in der MIL-STD-1797A eine Abstufung der Forderungen nach Flugzeugtyp (*class*), Flugphasen (*flight phases*) und Gütegrad (*level*), d. h. nach dem jeweiligen Aufgabenbereich. Diese drei Zuordnungen sind wie folgt definiert:

1. Auf Grund der für das Flugzeug vorgesehenen Aufgabenstellung (*mission*) wird das Flugzeug in eine der vier folgenden Klassen (*class*) eingestuft:

class I: small, light aircraft,
class II: medium weight aircraft, low to medium manœuverability,
class III: large, heavy aircraft, low to medium manœuverability,
class IV: high manœuverability aircraft.

2. Die „*flight phases*“ charakterisieren die zu der Gesamt-Flugaufgabe gehörenden Flugabschnitte. Sie werden zu den folgenden drei Kategorien (*category*, CAT) zusammengefaßt:

CAT A: Those non-terminal flight phases that require rapid manœuvering, precision tracking, or precise flight path control (e. g. air-to-air combat, terrain-following),
CAT B: Those non-terminal flight phases, that are normally accomplished using gradual manœuvres and without precision tracking, although accurate flight path control may be required (e. g. climb, cruise),
CAT C: Terminal flight phases. They are normally accomplished using gradual manoevers and usually require accurate flight-path control (take-off, approach and landing).

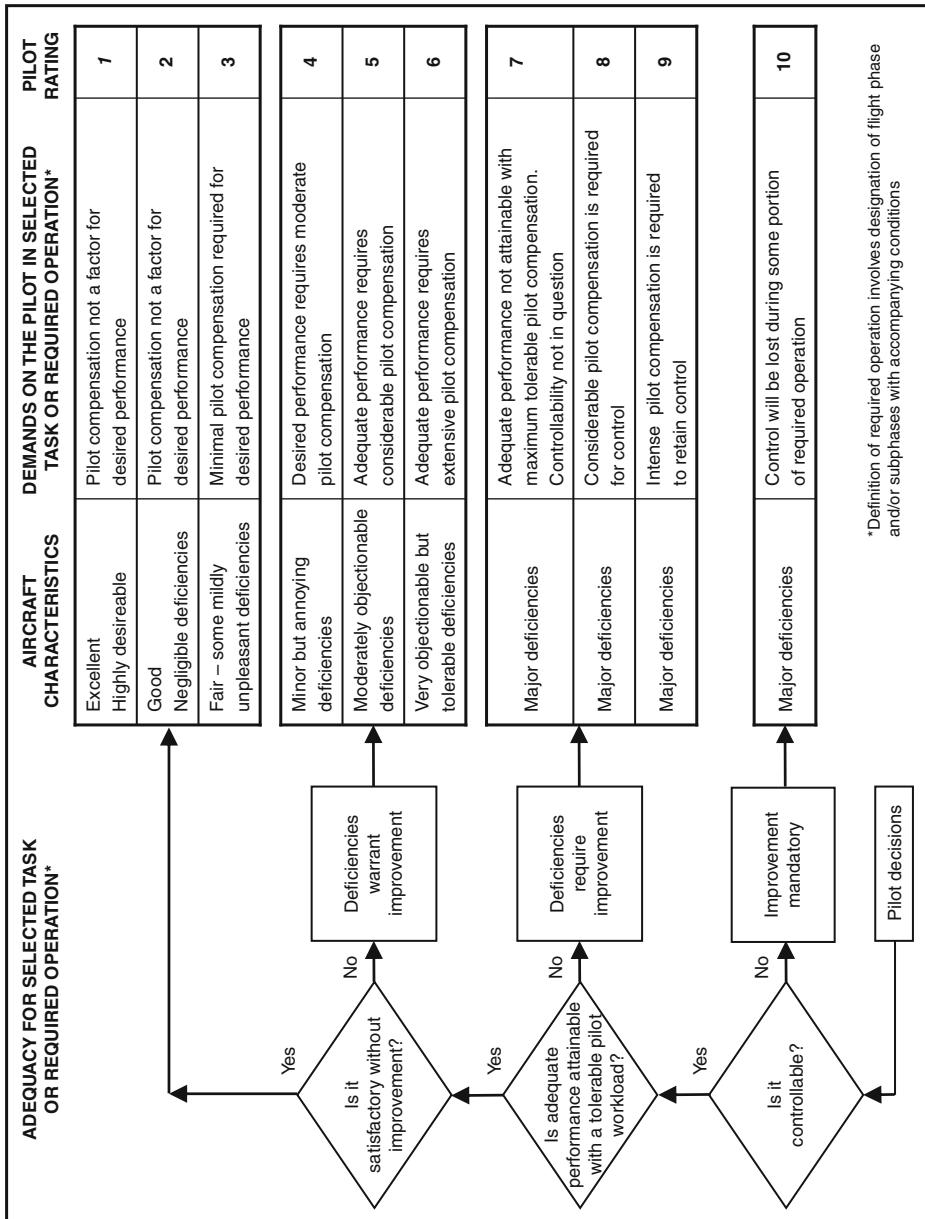
3. Die „*levels of flying qualities*“ definieren den Gütegrad bzw. Schwierigkeitsgrad, mit dem eine Flugaufgabe durchgeführt werden kann:

level 1: Flying qualities clearly adequate for the mission flight phase. Desired performance is achievable with no more than minimal pilot compensation („satisfactory“).
level 2: Flying qualities adequate to accomplish the mission flight phase, but some increase in pilot workload or degradation in mission effectiveness, or both, exist („acceptable“).
level 3: Flying qualities such that the aircraft can be controlled in the context of the mission flight phase, even though pilot workload is excessive or mission effectiveness is inadequate, or both. The pilot can transition from Category A flight phase tasks to Category B or C flight phases, and Category B and C flight phase tasks can be completed. („controllable“).

Eine vielfach angewendete Methode zur Beurteilung der Flugeigenschaften (*handling qualities*) eines Flugzeugs durch Piloten und zur Festlegung von Flugeigenschaftsgrenzen stellt die Cooper-Harper-Bewertungsskala (*Cooper-Harper rating scale*, CHR) dar, die in Tabelle 11.2 dargestellt ist. Dabei entspricht eine Cooper-Harper-Bewertung von

CHR = 1 bis 3 dem Level 1,
 CHR = 4 bis 6 dem Level 2,
 CHR = 7 bis 9 dem Level 3.

Tabelle 11.2 Cooper-Harper-Bewertungsskala (Handling Qualities Rating Scale, nach /Cooper Ha 69/)



Cooper-Harper-Ratings werden zur Bewertung von Flugaufgaben eingesetzt, bei denen der Pilot das Flugzeug im geschlossene Regelkreis steuert. Schließlich werden drei verschiedene Flugbereiche (*flight envelopes*) nach Fluggeschwindigkeit, Flughöhe und Lastvielfachem unterschieden:

Die „operational flight envelope“ umfaßt alle normalen Flugzustände, die zur Erfüllung der Mission eines Flugzeugtyps erforderlich sind. Hier werden sehr gute Flugeigenschaften (level 1) verlangt.

Die „service flight envelope“ definiert einen etwas größeren Flugbereich, der in Ausnahmefällen benutzt werden kann, ohne Gefahr, daß die Betriebsgrenzen erreicht werden. Er stellt sozusagen eine Pufferzone dar, in der mittlere Flugeigenschaften (level 2) erwartet werden.

Die „permissible flight envelope“ gibt den erlaubten und möglichen Flugbereich an, definiert also die absoluten Bereichsgrenzen. Hierfür wird gefordert, daß es möglich sein muß, das Flugzeug zügig und sicher in die operational flight envelope zurückzuführen.

Weiter wird unterschieden zwischen dem Normalzustand des Flugzeugs (fehlerfrei), dem Fehlerzustand (Einzelfehler, die mit gewisser Wahrscheinlichkeit auftreten können) und speziellen Fehlerzuständen, deren Auftreten auf Grund ihrer geringen Wahrscheinlichkeit ausgeschlossen werden kann.

Neben den FAR/CS-Zulassungsvorschriften und den Flugeigenschaftsrichtlinien für militärische Flugzeugentwicklungen gibt es eine große Zahl von Vereinbarungen und Absprachen der ICAO (*International Civil Aviation Organisation*). Bauvorschriften für Flugregler, Navigationssysteme, Datenübertragung und Schnittstellen sind in ARINC (*Aeronautical Radio Incorporated*) -Spezifikationen festgelegt, die eine weltweite Kompatibilität gewährleisten. Vorschriften für die Auslegung der Bordelektronik und der Rechner-Software werden von der *Radio Technical Commission for Aeronautics (RTCA)* herausgegeben, z. B. [/RTCA 92/](#).

Weitere Informationen zum Gebiet der Flugeigenschaften sind den Veröffentlichungen der AGARD (*Advisory Group for Aeronautical Research and Development*) und der Nachfolgeorganisation RTO (*Research and Technology Organisation, NATO*) zu entnehmen. Informationen über Wind- und Böenmodelle, die als Referenz bei Simulationsuntersuchungen empfohlen werden, stehen in [/MIL-STD-1797 04/](#), in den EASA- und FAA-Richtlinien, sowie in Veröffentlichungen der AGARD/RTO.

11.2 Flugeigenschaftskriterien

Im folgenden werden beispielhaft einige wichtige Kriterien für die Reglerauslegung behandelt, die hauptsächlich die Flugeigenschaften betreffen. Die Mehrzahl der Kriterien dient der Bewertung von Flugzeugen hoher Agilität (Kampfflugzeuge), da die Abstimmung der Eigenschaften des Flugzeugs auf die Fähigkeiten des Piloten hier besonders schwierig ist.

Flugeigenschaftskriterien dienen dazu, die dynamischen Eigenschaften eines Flugzeugs auf der Basis quantitativer Größen zusammen mit empirisch ermittelten Bereichsgrenzen zu bewerten. Quantitative Größen sind die charakteristischen Parameter der Eigenbewegung eines Flugzeugs, ausgedrückt durch Eigenfrequenz und/oder Dämpfung oder andere charakteristische Größen des Frequenzganges, wie z. B. die Gestalt des Phasenganges bei -180° . Dieses setzt natürlich lineares Systemverhalten voraus, was von einem Großteil der analytischen Flugeigenschaftskriterien angenommen wird.

Für die Ermittlung der Bereichsgrenzen wurden in umfangreichen Versuchskampagnen in den 1960er und 1970er Jahren mit Testflugzeugen mit veränderbarer Eigendynamik quantitative Unterscheidungsmerkmale zwischen „guten“ und „schlechten“ Konfigurationen ermittelt. Piloten bewerteten diese Konfigurationen nach den Regeln der Cooper-Harper Bewertungsskala (vgl. Tabelle 11.2). Aus der Analyse aller Bewertungen wurden dann Bereichsgrenzen für betrachtete Parameter festgelegt.

Die für die Zulassung wichtigen Flugeigenschaftskriterien sind in den zivilen Zulassungsvorschriften CS-23 /CS-23 03/ und CS-25 /CS-25 03/, sowie im militärischen Bereich in MIL-STD-1797A /MIL-STD-1797 04/ und MIL-F-9490D /MIL-F-9490 92/ zu finden. Umfangreiche Zusammenstellungen und Erläuterungen findet man auch in /Hodgkinson 98/ und in /RTO-TR-029 00/. Weitere empfehlenswerte Quellen sind /Röger Be 82/, /Mooij 84/, /deBoer Sc 90/, /Gibson 95/, /Mitchel Kl 98/, /USAF TPS 79/ sowie die angegebenen AGARD-Quellen.

Bild 11.3 zeigt eine Übersicht der gebräuchlichsten Flugeigenschaftskriterien im Zeit- und Frequenzbereich. Hier können nur einige Kriterien erläutert werden, für die übrigen sei auf die angegebene Literatur verwiesen. Bei den Frequenzbereichskriterien wird eine Unterscheidung zwischen *low order equivalent system* (LOES) und *high order system* (HOS) Kriterien gemacht. Bei der Einführung von reglergestützten Flugzeugen in den 1970er Jahren basierten die bis dahin entwickelten Flugeigenschaftskriterien noch auf dem Systemverhalten von konventionellen Flugzeugen, deren Übertragungsfunktionen eine sehr viel geringere Ordnung aufwiesen. Die Anwendung dieser Kriterien auf hochgradig reglergestützte Flugzeuge produzierte sehr fragwürdige Ergebnisse. Daher wurde ein Verfahren entwickelt, die hohe Systemordnung zu reduzieren (auf 2. oder 4. Ordnung), wobei die Gestalt des Frequenzgangs im Hauptarbeitsbereich des Piloten weitgehend erhalten werden sollte. Bei der Approximation werden die so genannten *high order effects* der hochfrequenten Pol- und Nullstellen des Flugreglers, der Sensoren und der Stellsysteme zu einer äquivalenten Totzeit zusammengefaßt. Es wurden Hüllkurven für Amplituden- und Phasengang bestimmt, die die maximal zulässige Abweichung zwischen LOES und HOS quantifizieren (*mismatch*), bevor es zu einer abweichenden Pilotenbewertung kommt. Die Hüllkurven sind in Bild 11.4 dargestellt.

Die im folgenden beispielhaft beschriebenen Flugeigenschafts- und PIO-Kriterien können während der Entwicklungsphase nur einen Hinweis auf das spätere Verhalten des Flugzeugs geben und dabei helfen, potentielle Problembereiche in der Enveloppe, sowohl mit als auch ohne Pilot im Regelkreis, zu identifizieren. Die endgültige Bewertung der *handling qualities* eines Flugzeugs kann allerdings

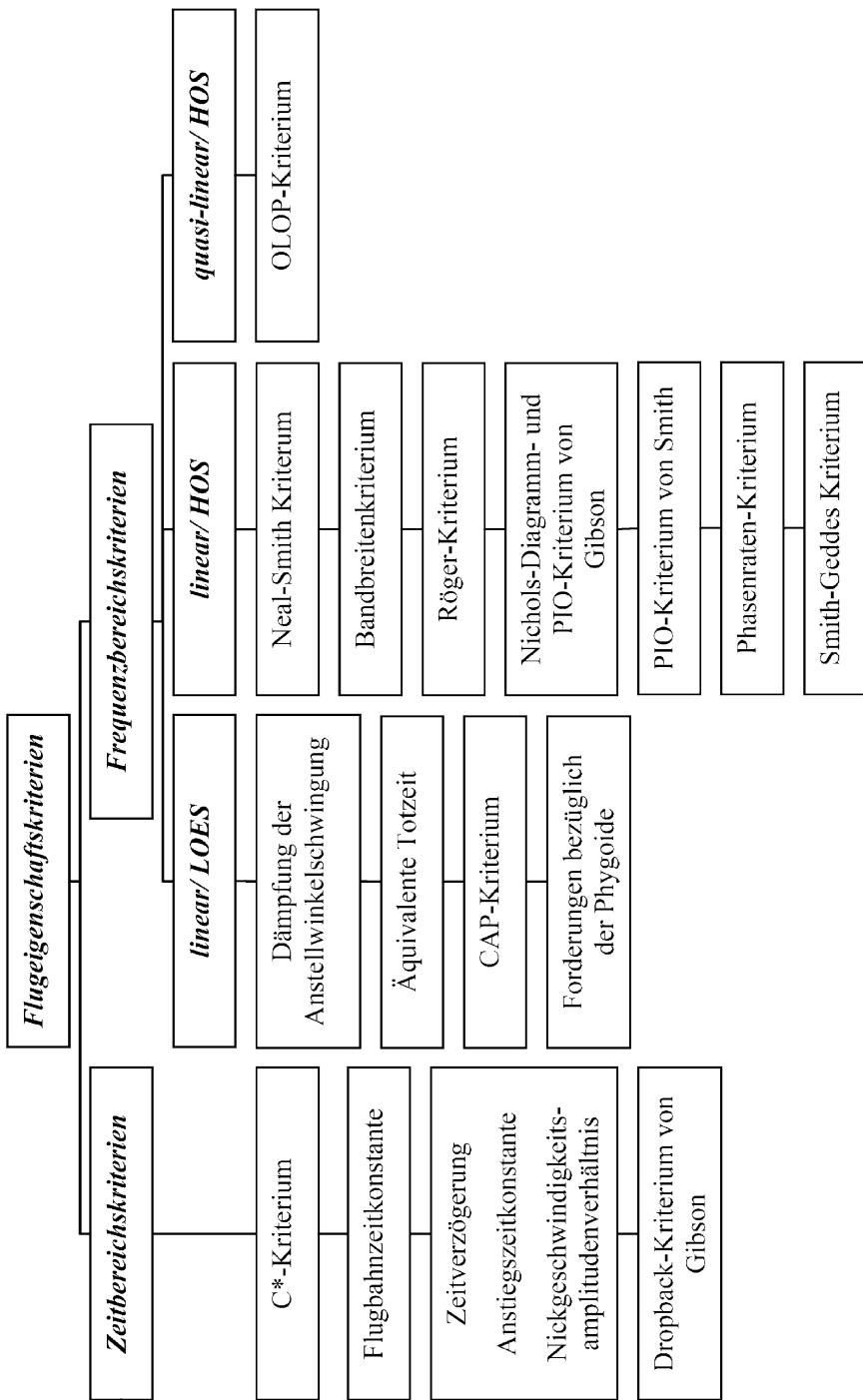


Bild 11.3 Zusammenstellung der wichtigsten Flugeigenschaftskriterien

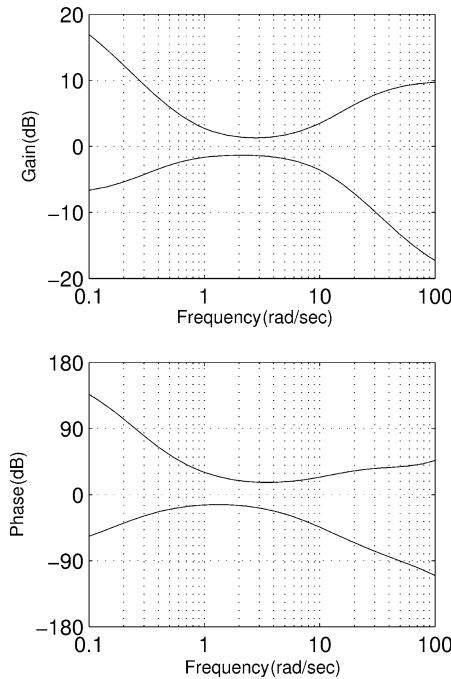


Bild 11.4 Zulässige Abweichungen zwischen *high order* und *low order equivalent system, mismatch envelope* nach [/MIL-STD-1797 04/](#), Appendix A

nur im Flugversuch anhand einer bestimmten Pilotenaufgabe (z. B. Korrektur eines definierten Flugbahnversatzes im Endanflug) durchgeführt werden. Das letzte Wort über die Einordnung der Flugeigenschaften eines Flugzeuges hat immer der bewerrende Pilot.

11.2.1 Längsbewegung

Anstellwinkelschwingung

Bild 11.5a zeigt die Bereiche für Eigenfrequenz und Dämpfungsgrad der Anstellwinkelschwingung, die von Piloten als gut bis unannehmbar empfunden werden. Es handelt sich um Ergebnisse von Pilotenbefragungen bei simulierten Zielverfolgungsaufgaben mit Kampfflugzeugen. In Bild 11.5b sind die Sprungantworten für die Übertragungsfunktion (normierte AS-Näherung) nach Gl.1.3.25

$$\hat{g}_{q\eta}(s) = k \frac{1 + T_\Theta s}{1 + \frac{2D}{\omega_{0AS}} s + \left(\frac{s}{\omega_{0AS}}\right)^2} \quad (11.2.1)$$

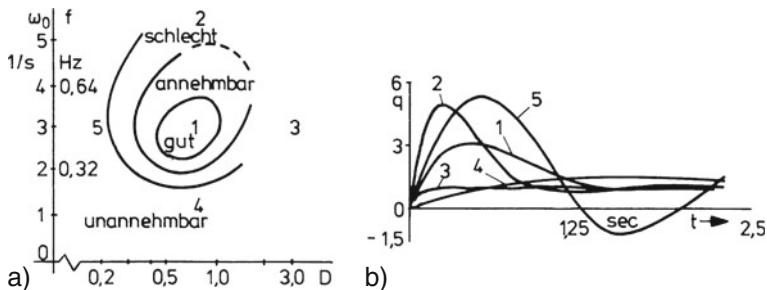


Bild 11.5 Beispiele von Pilotenbeurteilungen der Anstellwinkelschwingung. a) Bereiche von Frequenz und Dämpfung, b) Sprungantworten

für einige charakteristische Punkte aus Bild 11.5a dargestellt. Die Sprungantwort wird vor allem im Anfangsverhalten nicht nur durch die Pole der ÜF von Gl.11.2.1, sondern auch durch die Zählerzeitkonstante T_Θ bestimmt, hier wurde als typischer Wert $T_\Theta = 2$ s eingesetzt. Bild 11.5b gibt zwar nur einen qualitativen Eindruck, da der Sprung keine für den Piloten typische Eingangsfunktion ist, trotzdem ist hieran folgendes zu sehen:

- In Konfiguration 2 reagiert das Flugzeug überempfindlich, das bedeutet auch eine starke Reaktion auf Böen. Der Pilot kann der hohen Änderungsgeschwindigkeit der Regelgröße nicht mehr folgen und steht deswegen in Gefahr, die Schwingungen weiter anzuregen (*pilot-in-the-loop oscillations – PIO*).
- In Konfiguration 3 ist die Anfangsreaktion (im Vergleich zu 1) zu wenig ausgeprägt, der Pilot neigt zum Übersteuern.
- In Konfiguration 4 reagiert das Flugzeug zu langsam für die erforderlichen Flugmanöver.
- In Konfiguration 5 ist die Dämpfung zu gering, der Pilot hat Schwierigkeiten, das Flugzeug zu stabilisieren (erhöhte PIO-Gefahr) und die Reaktionen auf Böen ist zu stark (s. u.).

Nach [/MIL-STD-1797 04/](#) wird für die AS ein Dämpfungsgrad gefordert von $0,35 < D < 1,3$ (für CAT A und CAT C *flight phases*) zusammen mit einer spezifizierten Eigenfrequenz und für die Dämpfung der Phygoide $D > 0,04$. Für Level 3 wird eine instabile Phygoide zugelassen, wobei die Zeit zur Verdopplung der Amplitude mindestens 55 s betragen muß. In [/MIL-F-9490 92/](#) wird dagegen für alle Regelkreise generell $D > 0,3$ gefordert.

Lastfaktorempfindlichkeit

Eigenfrequenz und Dämpfung der Anstellwinkelschwingung sind für sich allein kein ausreichendes Maß zur Beurteilung der Flugzeugreaktion auf Höhenruderkommandos. Da der Pilot keinen direkten Eindruck vom Bahnwinkel γ bekommt und den Bahnwinkel auch nicht direkt beeinflussen kann, muß er die Flugbahn

ersatzweise mit Hilfe der Längsneigung über das Lastvielfache n_z steuern. Dabei wird das erzielbare Lastvielfache im wesentlichen durch eine Anstellwinkeländerung erzeugt, vgl. Gl.1.3.18. Die Bahn ist für ihn umso besser vorhersehbar, je genauer die Übereinstimmung zwischen γ und Θ ist, d. h. je kleiner die Anstellwinkeländerungen $\Delta\alpha$ bleiben. Eine Voraussetzung für eine angenehme Bahnsteuerung ist also ein ausreichend großes Verhältnis des erzielten Lastvielfachen n_z (Bahnänderung) zur notwendigen Anstellwinkeländerung („Lastfaktorempfindlichkeit“). Nach Kap.1.3 gilt für die AS-Näherung (bei $Z_\eta = 0$)

$$\frac{\Delta n_z}{\Delta\alpha} \Big|_{t \text{ gro\ss}} = \frac{n_z/\eta}{\alpha/\eta} \Big|_{s=0} = -\frac{V_0}{g} Z_\alpha = \frac{V_0}{g} \frac{1}{T_\Theta} \approx \frac{C_{A\alpha}}{C_{A0}} . \quad (11.2.2)$$

Der Kurzzeit-Stationärwert von $\Delta n_z/\Delta\alpha$ ist also umgekehrt proportional zur Zähler-Zeitkonstanten T_Θ ($\sim Z_\alpha^{-1}$) von Gl.11.2.1. Eine Anstellwinkeländerung von 5° soll ein Lastvielfaches von mindestens $0,2 g$ erzeugen, d. h. die Forderung lautet

$$\frac{\Delta n_z}{\Delta\alpha} \geq 2,3 \frac{1}{\text{rad}} .$$

Bei kleinem $C_{A\alpha}$ und damit kleinem $\Delta n_z/\Delta\alpha$ sind große Anstellwinkeländerungen nötig, um ein bestimmtes Lastvielfaches zu erzeugen. Dieses Verhältnis lässt sich mit Reglern, die als einzige Stellgröße das Höhenruder einsetzen, nicht verändern, sondern nur mit solchen, die direkt in den Auftriebshaushalt eingreifen (*direct lift control*).

Control Anticipation Parameter

Ein weiteres, für den Piloten wichtiges Maß für die Steuerempfindlichkeit ist das Verhältnis der nach einem Höhenrudersprung anfänglichen Drehbeschleunigung \dot{q}_K zu dem quasistationär erreichten Lastvielfachen n_z , da er hiernach die voraussichtliche Bahnänderung aus der Anfangsreaktion des Flugzeugs abschätzen kann. Dieses wird als *control anticipation parameter* (CAP) bezeichnet. Für die AS-Näherung folgt aus Gl.1.3.22 und 1.3.25

$$\frac{\dot{q}_K|_{t=0}}{n_z|_{t \text{ gro\ss}}} = \frac{\dot{q}_K/\eta|_{s=\infty}}{n_z/\eta|_{s=0}} = \frac{g}{V_0} \frac{M_\alpha - M_q Z_\alpha}{Z_\alpha} = \frac{g}{V_0} \omega_{0\text{AS}}^2 T_\Theta . \quad (11.2.3)$$

Es besteht also ein enger Zusammenhang zwischen der Eigenfrequenz der α -Schwingung, der Zeitkonstante T_Θ und den beiden erwähnten Gütemaßen. Um das in Gl.11.2.2 aufgestellte Verhältnis konstant zu halten, ist die Eigenfrequenz der α -Schwingung dem als Flugzeugeigenschaft vorhandenen Verhältnis $\Delta n_z/\Delta\alpha$ anzupassen. Der nach /MIL-STD-1797 04/ im Normalbetrieb zulässige Bereich geht aus Bild 11.6 hervor.

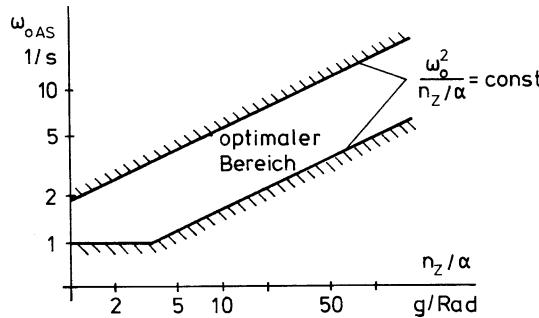


Bild 11.6 Bereich der AS-Frequenz für Level-1-Flugeigenschaften in Flugphase CAT A, nach [/MIL-STD-1797 04/](#)

C*-Kriterium

Ein weiteres, ursprünglich in [/Tobie El 66/](#) vorgeschlagenes Gütemaß beruht auf der Tatsache, daß der Pilot die Flugzeugreaktion sowohl nach dem Lastvielfachen als auch nach der Nickgeschwindigkeit beurteilt. Im hohen Geschwindigkeitsbereich ist wegen der Beziehung

$$a_z = -V_K \dot{\gamma} = -V_K (\dot{\Theta} - \dot{\alpha}) \approx -V_K q_K \quad (11.2.4)$$

das Lastvielfache die wesentliche Beurteilungsgröße. Allerdings ist hierfür die Beschleunigung am Pilotensitz, d. h. im Abstand x_P vor dem Schwerpunkt (Index S) maßgebend, wofür gilt (vgl. [Gl.2.6.14](#))

$$a_{zP} = a_{zS} - \dot{q}_K x_P . \quad (11.2.5)$$

Bei niedriger Fluggeschwindigkeit wird aber a_z nach Gl.11.2.4 im Verhältnis zu q_K kleiner, so daß der Pilot mehr die Nickgeschwindigkeit zur Abschätzung seiner Steuerkommandos benutzt. Beide Größen gehen bei einer mittleren Geschwindigkeit V_m etwa gleichberechtigt in die Beurteilung ein. (Für V_m wird das geometrische Mittel zwischen Minimal- und Maximalgeschwindigkeit vorgeschlagen – üblich ist eine Wahl von $V_m = 400 \text{ ft s}^{-1} = 240 \text{ kn}$). Das Pilotenverhalten wird in der so genannten C^* -Größe zum Ausdruck gebracht, die eine Linearkombination des am Pilotensitz auftretenden Lastvielfachen und der auf g bezogenen Nickgeschwindigkeit ist

$$C^* = \frac{1}{g} (-a_{zS} + \dot{q}_K x_P + V_m q_K) . \quad (11.2.6)$$

Diese so zusammengesetzte Ausgangsvariable soll im gesamten Flugbereich einheitliches Verhalten zeigen, insbesondere, was Anstiegszeit und Überschwingen betrifft. Bild 11.7 zeigt den Toleranzbereich von $C^*(t)$ für ein Kampfflugzeug bei verschiedenen Flugaufgaben. Die Angabe von Hüllkurven für die Toleranzbereiche

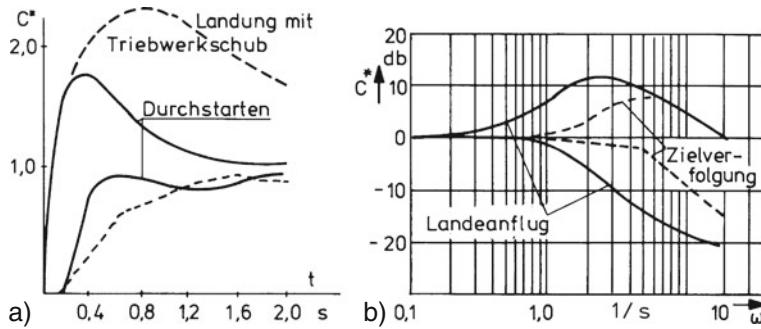


Bild 11.7 Grenzen des erlaubten C^* -Verhaltens a) Sprungantwort, b) Bodediagramm

der Sprungantwort ist allerdings problematisch, da dadurch schwach gedämpftes Verhalten nicht ausgeschlossen wird /[Tobie El 66/](#).

Neal-Smith-Kriterium

Das Kriterium von T. P. Neal und R. E. Smith /[Neal Sm 70/](#) wurde ursprünglich für die Bewertung der Flugeigenschaften und CAT I PIO-Anfälligkeit von reglergestützten Kampfflugzeugen entwickelt und betrachtet die Flugzeugdynamik in der Längsbewegung. Es verwendet ein explizites Modell zur Beschreibung des Pilotenverhaltens aus einer Kombination von Verstärkungsfaktor, Totzeit und einem kombinierten Vorhalt-/Verzögerungsverhalten (*lead-lag*). Die Übertragungsfunktion des Gesamtsystems aus Pilot und Flugzeug entspricht der Darstellung in Bild 11.8. Θ ist dabei der Längslagewinkel des Flugzeugs, die Größe F_s beschreibt die Kraft des Piloten am Knüppel.

Auch wenn es sich hierbei um eine stark vereinfachte Darstellung des Pilotenverhaltens handelt, werden grundsätzliche Eigenschaften mit diesem Modell gut erfaßt. Das Regelziel des Piloten, einen bestimmten Lagewinkel des Flugzeugs schnell und vorhersehbar zu erreichen, wird beim Neal-Smith-Kriterium in mathematische Parameter übersetzt, die ein Pilot für das Gesamtsystem aus Pilot und Flugzeug zu optimieren versucht, um die gestellte Flugaufgabe möglichst gut zu bewältigen. Der Pilot variiert dabei mit Hilfe der Verstärkung K_p und seiner Fähigkeit,

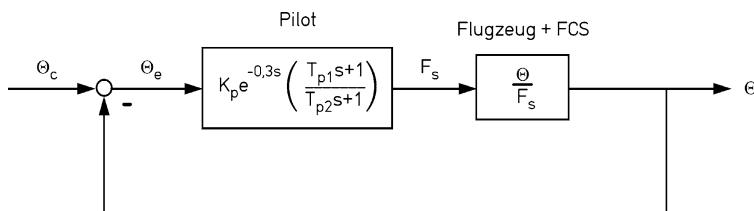


Bild 11.8 Darstellung des Gesamtsystems Pilot-Flugzeug für die Anwendung des Neal-Smith Kriteriums, FCS: Flight Control System (nach /[Neal Sm 70/](#))

Vorhalt- und Verzögerungsverhalten einzubringen, die Gesamtsystemdynamik derart, daß die Bandbreite und der Amplitudenabfall des geschlossenen Kreises vordefinierte Werte erreichen. Die Anpassung der Kriteriumsparameter erfolgt im Rahmen eines Iterationsprozesses, so daß der Frequenzgang des geschlossenen Regelkreises Pilot-Flugzeug die in Bild 11.9 dargestellte Form annimmt.

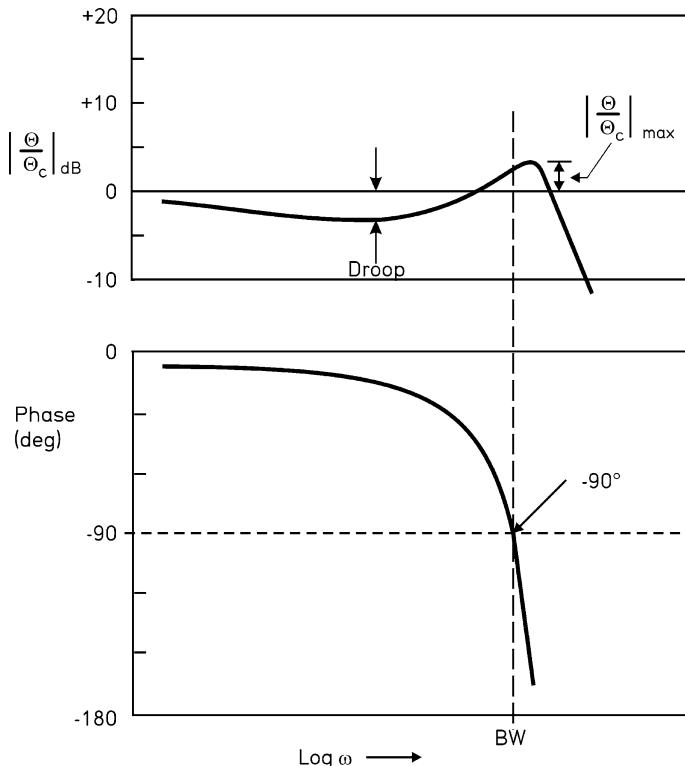


Bild 11.9 Frequenzgang des Gesamtsystems Pilot-Flugzeug mit den zu optimierenden Größen (nach /Neal Sm 70/)

Als Bandbreite ω_{BW} wird beim Neal-Smith-Kriterium ein von der Flugaufgabe abhängiger Frequenzbereich bezeichnet, bei dem der Phasenwinkel -90° erreichen soll. Frühere experimentelle Untersuchungen haben gezeigt, daß der Pilot mit integrierendem Systemverhalten die geringste Mühe hat. Daher versucht er die Gesamtsystemdynamik entsprechend anzupassen. Die Bandbreite ist dabei ein Maß, wie schnell der Pilot die Flugzeugnase in Richtung Ziel bewegen kann. Tabelle 11.3 gibt die von der Flugaufgabe abhängigen Bandbreitenwerte vor.

Tabelle 11.3 Zusammenhang zwischen Flugaufgabe und Bandbreitenforderung

Flugphase	CAT A	CAT C, landing	CAT B and C, except for landing
Bandbreite	$\omega_{bw} = 3,5 \text{ rad/s}$	$\omega_{bw} = 2,5 \text{ rad/s}$	$\omega_{bw} = 1,5 \text{ rad/s}$

Der Amplitudenabfall des geschlossenen Regelkreises unter 0 dB vor Erreichen der Bandbreitenfrequenz wird auch als *closed loop droop* bezeichnet. Dieser soll -3 dB nicht unterschreiten und ist ein Maß dafür, wie schnell die Flugzeugnase auf dem anvisierten Ziel zur Ruhe kommt.

Für die Anwendung des Neal-Smith-Kriteriums wird der Frequenzgang des geschlossenen Regelkreises iterativ so angepaßt, daß bei der für die Flugphase vorgegebenen Bandbreitenfrequenz ein Phasenwinkel von -90° erreicht wird und gleichzeitig der Amplitudenabfall für Frequenzen unterhalb der Bandbreitenfrequenz -3 dB nicht unterschreitet. Bei gegebener Flugzeugdynamik erfolgt die Anpassung mit Hilfe der Pilotenverstärkung K_p und der Zeitkonstanten T_{p1} und T_{p2} , die Vorhalt- und Verzögerungsverhalten des Piloten bestimmen. Die Totzeit τ_p , die durch den menschlichen Informationsverarbeitungsprozeß entsteht, kann vom Piloten nur in sehr engen Grenzen zwischen $0,2\text{ s}$ und $0,4\text{ s}$ variiert werden. Daraus wird eine konstante Totzeit von $0,3\text{ s}$ angenommen und mit Hilfe einer Padé-Approximation angenähert.

Nachdem der Iterationsprozeß abgeschlossen ist, können die Kriteriumsparameter bestimmt werden. Diese sind die Resonanzüberhöhung des geschlossenen Regelkreises und die vom Piloten aufgebrachte Phasenanpassung, um das geforderte Gesamtsystemverhalten zu erreichen. Die Resonanzüberhöhung (*closed loop resonance*), die möglichst gering sein sollte, wird mit Hilfe des Amplitudenverlaufs des geschlossenen Kreises bestimmt und steht in direkter Beziehung zum Dämpfungsgrad der Kurzzeitdynamik und der Größe der vom Piloten wahrgenommenen Überschwinger um die Nickachse während einer Zielverfolgungsaufgabe. Eine große Resonanzüberhöhung erschwert die Vorhersehbarkeit der Flugzeugantwort und geht einher mit einer schlechteren Bewertung der *handling qualities*.

Die vom Piloten aufzubringende Phasenanpassung (Vorhalt oder Verzögerung) führt zu einer erhöhten mentalen Arbeitsbelastung. Innerhalb gewisser Grenzen ist diese üblich und akzeptabel; erst bei zu großen Werten ist mit einer Verschlechterung der Leistungsfähigkeit des Gesamtsystems zu rechnen. Ein zu großer erforderlicher Vorhalt ist ein Anzeichen für ein zu trüges Flugzeug. Die vom Piloten aufzubringenden Kräfte bei Steuereingaben sind zunächst ungewöhnlich hoch und werden mit fortschreitender Lagewinkeländerung immer geringer, so daß die Reaktion des Flugzeuges nur schwer vorhersehbar ist. Starkes Verzögerungsverhalten ist bei einem hochgradig schwingungsanfälligen und schlecht gedämpften Flugzeug erforderlich, bei dem die Reaktionen durch Überschwinger und abrupte Reaktionen im Lagewinkel ebenfalls schwer vorhersehbar sind.

Für die Bewertung der optimierten Pilotenparameter wurde von Neal und Smith das in Bild 11.10 wiedergegebene Diagramm vorgeschlagen. Auf der Ordinate wird die aus der Optimierungsrechnung resultierende maximale Resonanzüberhöhung in dB aufgetragen, auf der Abszisse die dazugehörige Phasenanpassung des Piloten. Aus einer Analyse der Ergebnisse von Pilotenbewertungen nach der Cooper-Harper Skala wurden die eingetragenen Grenzen abgeleitet. Die mit $PR = 3,5$ bezeichnete Grenze trennt den Level-1-Bereich vom Level-2-Bereich, die mit $PR = 6,5$ bezeichnete Grenze entsprechend den Level-2-Bereich vom Level-3-Bereich. Schließlich wird eine Deutung der möglichen physikalischen

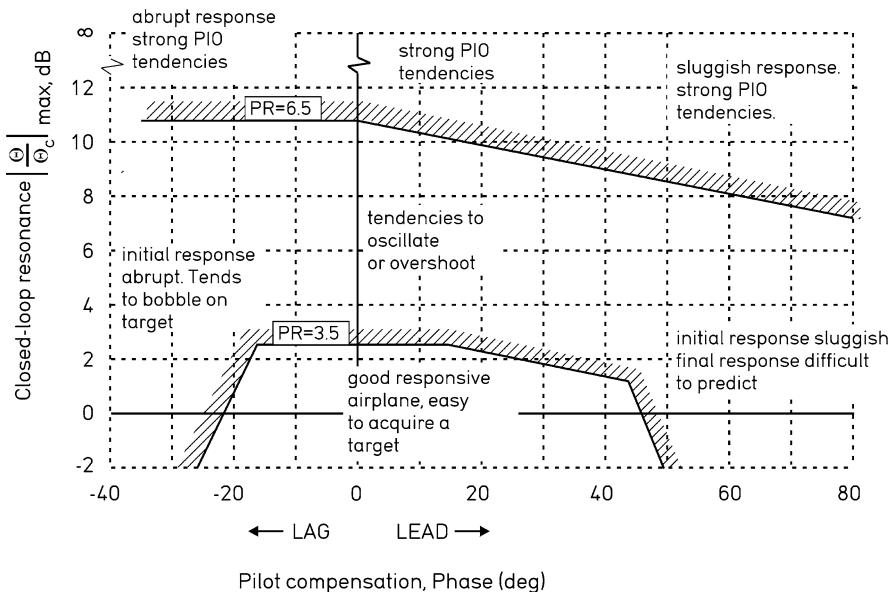


Bild 11.10 Interpretation der Ergebnisse des Neal-Smith Kriteriums (nach [Neal Sm 70](#))

Eigenschaften einzelner Parameterkombinationen gegeben. Neal und Smith beschreiben mit diesem Bild das den Parameterkombinationen zuzuordnende Flugzeugverhalten. Sie nehmen aber auch Stellung zu einer möglichen PIO-Anfälligkeit des Gesamtsystems. Das Neal-Smith Kriterium ist für alle linearen PIO Fälle (CAT I) ein aussagekräftiges Kriterium.

Bandbreitenkriterium (*Bandwidth/Phase Delay Criterion*)

Die Idee, daß die Bandbreite einen starken Einfluß auf die Flugeigenschaften hat, entstand in den 1970er Jahren und wurde von Hoh und Hodgkinson in den frühen 1980er Jahren weiterentwickelt [/Hodgkinson 98/](#). Das Bandbreitenkriterium wurde in erster Linie für agile, hochgradig reglergestützte Flugzeuge entwickelt. Dabei wird der Begriff „Bandbreite“ bei diesem Kriterium als die maximale Frequenz definiert, bis zu der das Flugzeug den Steuereingaben des Piloten folgen kann, ohne daß die Stabilität des Gesamtsystems beeinträchtigt wird. Betrachtet wird dabei die Übertragungsfunktion, die die Knüppelkraft F_S in eine Nicklagewinkeländerung überführt. Die Bandbreitefrequenz ω_{BW} wird als die kleinere der beiden Frequenzen definiert, bei denen der Amplitudenrand 6 dB oder der Phasenrand 45° beträgt (Bild 11.11). Diese Werte sind so gewählt, daß Änderungen in der Steuerstrategie des Piloten in Form einer Variation der Verstärkung oder eine Phasenverschiebung zu keiner Destabilisierung des Gesamtsystems führen.

Es stellte sich heraus, daß die Bandbreitefrequenz als alleiniges Maß für die Bewertung der Flugeigenschaften nicht ausreicht. Entscheidend für die Stabilität ist

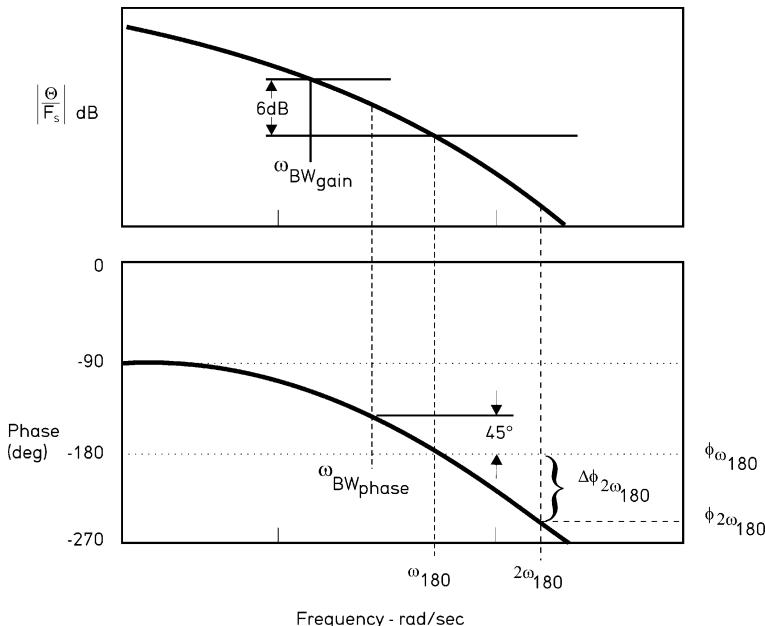


Bild 11.11 Definition der Bandbreite, BW: bandwidth (nach /McRuer Kr 74/)

zusätzlich die Gestalt des Phasengangs oberhalb der Bandbreitenfrequenz. Daher wurde die Steigung (Rate), mit der die Phase Φ zwischen ω_{180} und $2\omega_{180}$ abfällt, als zweiter Kriteriumsparameter eingeführt. Diese Phasenrate kann auch als äquivalente Totzeit wie folgt abgeschätzt werden:

$$\tau_p = -\frac{\Phi(2\omega_{180}) - \Phi(\omega_{180})}{2\omega_{180}} \frac{\pi}{180} [s] . \quad (11.2.7)$$

Sollte der Pilot, auf Grund einer geringen Bandbreite des Flugzeugs oder einer sehr anspruchsvollen Flugaufgabe, es für notwendig erachten, zusätzlichen Vorhalt einzubringen, so bewirkt eine kleine äquivalente Totzeit in der Flugzeugdynamik (gleichzusetzen mit einem geringen Phasenabfall) eine gewisse Unempfindlichkeit gegenüber Änderungen in der Pilotenverstärkung. Umgekehrt schränken eine große äquivalente Totzeit und ein damit verbundener signifikanter Phasenabfall den nutzbaren Frequenzbereich oberhalb der Bandbreitenfrequenz stark ein, wenn PIO's vermieden werden sollen.

Kriterium der Phasenrate

Das Phasenratenkriterium (*Gibson's Average Phase Rate Criterion*) wurde 1990 von Gibson entwickelt, um Einflüsse zusätzlicher Pol- und Nullstellen bei hochgradig reglergestützten Flugzeugen auf die Flugzeugdynamik in der Nickachse zu berücksichtigen. Die Phasenrate ist definiert als die Änderung des Phasewinkels im

Bereich neutraler Stabilität (-180° Phasenverschiebung) und ist somit ein direktes Maß für den Phasenabfall bei hohen Frequenzen, der typischerweise durch zusätzliche Totzeiten und digitale Filter bei modernen Flugzeugen auftritt. Die Phasenrate hat einen starken Bezug zur PIO-Anfälligkeit eines Flugzeuges: je stärker sich der Phasenverlust mit zunehmender Frequenz ändert, um so schwieriger ist es für den Piloten, die Flugzeugreaktion einzuschätzen, da eine Erhöhung der Durchtrittsfrequenz den verbleibenden Amplitudenrand stark reduziert. In [/Gibson 99/](#) ist eine ausführliche Beschreibung der Anwendung des Phasenratenkriteriums zu finden.

Phygoide, Verhältnis von Fahrt zu Bahnwinkeländerung

Flugeigenschaftsforderungen für den niederfrequenten Bereich betreffen im wesentlichen die Stabilität der Phygoide und das Verhältnis von Fahrt zu Bahnwinkeländerung nach Höhenruderkommandos. In [/MIL-STD-1797 04/](#) wird gefordert, daß erstens der Gradient von Fahrtänderung zu Knüppelkraft stets negativ ist (Fahrtabnahme beim Kommando „ziehen“) und zweitens eine positive Bahnwinkeländerung stets durch ein Aufnicken des Flugzeugs angekündigt wird. Nach [Gl.1.3.23](#) und [1.3.24](#) gilt für das Verhältnis der Näherungs-ÜF'en

$$\frac{\gamma/\eta}{\Theta/\eta} = -\frac{Z_\alpha}{s - Z_\alpha} = \frac{1}{T_\Theta s + 1}, \quad (11.2.8)$$

es muß also

$$T_\Theta = -Z_\alpha^{-1} \sim (C_{A\alpha} + C_{W0} + \alpha_0 C_{W\alpha})^{-1}$$

stets positiv sein. Eine weitere Forderung besagt, daß das Verhältnis von Bahnwinkeländerung zu Fahrtänderung möglichst negativ sein soll; als Grenzwert wird gefordert

$$\begin{aligned} \frac{d\gamma}{dV} &\leq 0,06 \text{ } ^\circ/\text{kn} && \text{bei Level 1} \\ \frac{d\gamma}{dV} &\leq 0,15 \text{ } ^\circ/\text{kn} && \text{bei Level 2} \\ \frac{d\gamma}{dV} &\leq 0,24 \text{ } ^\circ/\text{kn} && \text{bei Level 3}. \end{aligned}$$

11.2.2 Seitenbewegung

Die Flugeigenschaftsforderungen für die Seitenbewegung sind geprägt von der Roll- und Gierbewegung, sowie der Art ihrer gegenseitigen Kopplung. Das betrifft sowohl das Eigenverhalten als auch das Stör- und Steuerverhalten. Ähnlich wie in der Längsbewegung werden die Flugeigenschaften positiv beurteilt, wenn der Pilot aus der Anfangsreaktion die Auswirkung einer Bö oder die Reaktion des Flugzeugs auf seine Steuerkommandos möglichst frühzeitig erkennen kann.

Die Aufspaltung der Freiheitsgrade Rollen und Gieren, wie in [Kap.8](#) durchgeführt, ist mit starken Vereinfachungen verbunden. Eine Analyse des Flugzeugverhaltens erfordert daher meist eine Betrachtung der vollständigen Zustandsgleichungen. Es werden üblicherweise Übertragungsfunktionen vierter Ordnung angesetzt, z. B.:

$$\hat{g}_{p\xi}(s) = \frac{b_{p\xi}s(s^2 + 2D_\phi\omega_\phi s + \omega_\phi^2)}{\left(s + \frac{1}{T_S}\right)\left(s + \frac{1}{T_R}\right)(s^2 + 2D_{TS}\omega_{0TS}s + \omega_{0TS}^2)} e^{-\tau s}. \quad (11.2.9)$$

Hierin sind durch die Totzeit τ alle Verzögerungen berücksichtigt, die durch Sensoren, Regler (Abtastung, Filter, Rechner) und Aktuatoren erzeugt werden. Die Totzeit soll einen Wert von $\tau < 0,1$ s nicht überschreiten. Der Pilot steuert die Seitenbewegung im wesentlichen über den Hängewinkel. Die Hauptstellgröße ist dabei das Querruder, während das Seitenruder zur Unterdrückung des Schiebewinkels und zur Kurvenkoordinierung eingesetzt wird. Die wichtigsten Übertragungsfunktionen zur Beurteilung sind also $\hat{g}_{p\xi}$ und $\hat{g}_{\beta\xi}$, die wichtigsten Beurteilungskriterien sind

- die Rollreaktion auf Querruderkommandos, Rollzeitkonstante, Verhältnis von Rollgeschwindigkeit zu Steuerkraft;
- der Anteil der Taumelschwingung im Rollfreiheitsgrad (Verhältnis Φ/β in der Querruderantwort);
- die Stabilität der Spiralbewegung, evtl. Kopplung von Roll- und Spiralbewegung;
- die Querbeschleunigung am Pilotensitz beim Ein- und Ausleiten von Kurven;
- die Rollsteuerung bei Seitenwind.

Die Rollreaktion auf Querruderkommandos ist näherungsweise durch die ÜF gegeben

$$\hat{g}_{p\xi}(s) = \frac{L_\xi}{s - L_p} = -\frac{L_\xi}{L_p} \frac{1}{1 + T_R s}. \quad (8.4.27)$$

Die wichtigsten, daraus abgeleiteten Kenngrößen sind bei sprungförmigem Kommando

- die Rollzeitkonstante $T_R = -\frac{1}{L_p}$,
- die Anfangs-Rollbeschleunigung $\dot{p}_K|_{t=0} = L_\xi \xi$,
- und die erreichbare stationäre Rollgeschwindigkeit $p_{K\infty} = \frac{-L_\xi}{L_p} \xi_{\max}$.

Für die Rollzeitkonstante wird gefordert (diese und die folgenden Zahlenwerte beziehen sich auf Forderungen der [/MIL-STD-1797 04/](#) für *level I*)

$T_R < 1,0$ s für Flugzeuge aus *class I* und *IV*,

$T_R < 1,4$ s für Flugzeuge aus *class II* und *III*.

Zudem werden zum Teil auch Mindestzeitkonstanten für bestimmte CAT A Flug-aufgaben gefordert. Die Steuerwirksamkeit wird u. a. an der Zeit gemessen, nach der bei maximalem Querruderausschlag ein bestimmter Hängewinkel erreicht wird. Die Forderungen hierfür sind nach Flugphasen gestaffelt und betragen z. B.

- $t_{90^\circ} < 1,0 \text{ s}$ für Luftkampf ,
- $t_{30^\circ} < 1,0 \text{ s}$ Landeanflug class IV ,
- $t_{30^\circ} < 2,5 \text{ s}$ Landeanflug class III .

Bild 11.12 zeigt als ein Beispiel Fliegbarkeitsgrenzen für große Flugzeuge (class III) im Landeanflug in Abhängigkeit von T_R , $\dot{\rho}_K(0)$ und $p_{K\infty}$, bzw. von L_ξ und L_p . Im Interesse eines linearen Verhaltens sollen diese Werte möglichst unabhängig vom Querruderausschlag sein.

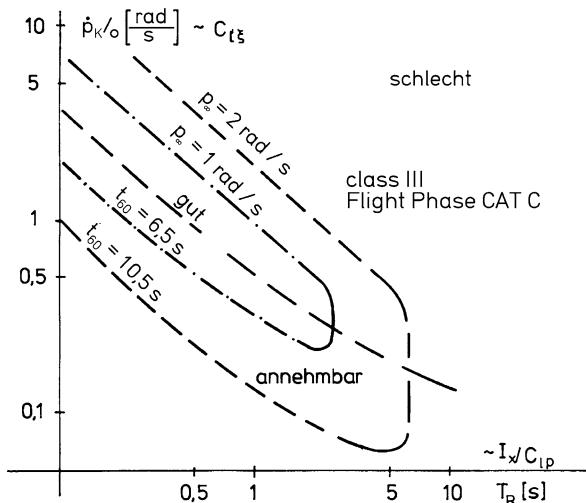


Bild 11.12 Fliegbarkeitsgrenzen für große Flugzeuge im Landeanflug (nach /MIL STD 1797 04/)

Erfahrungsgemäß ist die Spiralführung vom Piloten problemlos beherrschbar, auch bei leichter Instabilität. Die Grenze der Instabilität wird als Zeit t_d zur Verdopplung der Amplitude angegeben und die Forderung lautet hierfür (level I) in Abhängigkeit von der Flugphase

- $t_d \geq 12 \text{ s}$ CAT A und C ,
- $t_d \geq 20 \text{ s}$ CAT B .

Dagegen wird der Fall, daß Roll- und Spiralführung sich zu einem konjugiert komplexen Polpaar vereinen (Phygoide der Seitenbewegung, *roll spiral oscillation*), für die Flugphasen nach CAT A und C ausgeschlossen. Für CAT B soll diese Schwingung mindestens den Dämpfungsgrad $D = 0,5$ haben. Gründe dafür sind, daß die

Rollsteuerung in diesem Fall zu schwach und die Stabilität der Seitenbewegung zu groß wird für die notwendige Manövrierefähigkeit.

Für die Taumelschwingung wird eine Frequenz von $\omega_{OTS} > 1 \text{ s}^{-1}$ gefordert sowie ein Dämpfungsgrad $D > 0,19$ für CAT A. Für CAT B und C wird ein Dämpfungsgrad von $D > 0,08$ und ein Dämpfungsexponent von $\sigma < -0,15 \text{ s}^{-1}$ gefordert.

Eine sehr wichtige Gruppe von Flugeigenschaftskriterien beschreibt auf verschiedene Weise die Kopplung zwischen den Freiheitsgraden. Hierzu gehören der Anteil der Taumelschwingung im Rollfreiheitsgrad, die Amplitude und Phasenlage der Schiebewinkelantwort auf Querruderkommandos und das Verhältnis Φ/β nach Betrag und Phase. Wie in Kap.8.4.4 ausgeführt, sind diese Kopplungsparameter im wesentlichen durch die Größen L_β/N_β und L_ξ/N_ξ gekennzeichnet. Ein Beispiel für dementsprechende Fliegbarkeitsgrenzen nach [/MIL-STD-1797 04/](#) zeigt Bild 11.13.

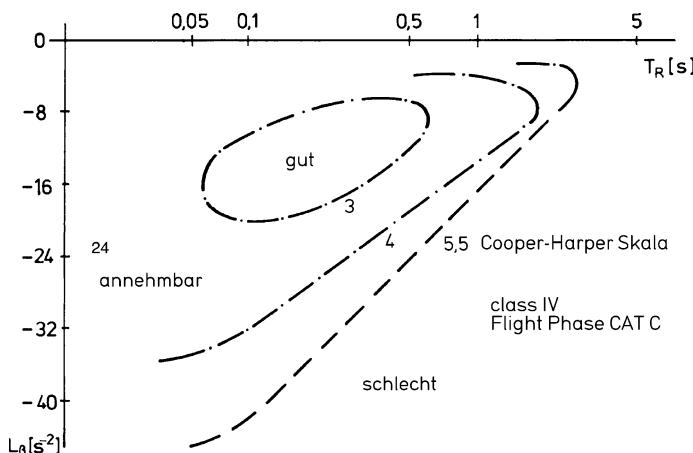


Bild 11.13 Fliegbarkeitsgrenzen bezüglich Rollzeitkonstante und Schieberollmoment (Kampfflugzeug, Flugzeugträgerlandung, nach [/MIL-STD-1797 04/](#))

Sitzt der Pilot weit vor dem Schwerpunkt oder oberhalb der Rollachse, so ist er beim Ein- und Ausleiten von Kurven Querbeschleunigungen unterworfen, die in ihrer Anfangsreaktion u. U. gegensinnigen Verlauf haben können und somit die exakte Steuerung erschweren. Diese Querbeschleunigung soll nach [/MIL-STD-1797 04/](#) einen Wert von

$$\frac{n_y \text{ Pilot max}}{PK \text{ max}} < 0,012 \frac{\text{g}}{\text{°/s}}$$

nicht überschreiten. Starts und Landungen müssen bei Seitenwind bis zu 30 kn möglich sein, d. h. die Steuerwirksamkeit von Quer- und Seitenruder muß dafür ausreichen und Piloten müssen sie mit normaler Arbeitsbelastung durchführen können.

11.2.3 Forderungen zur Regelgenauigkeit

Anforderungen für die Lagehaltung sind zunächst aus der Bahnführungsgenauigkeit herzuleiten, im militärischen Bereich auch aus taktischen Forderungen (z. B. Zielgenauigkeit). Bei Start und Landung werden sie zusätzlich durch die erforderliche Bodenfreiheit von Flügel spitzen, Triebwerken und Flugzeugheck und durch das sichere Aufsetzen bestimmt.

Nach /MIL-F-9490 92/ soll die Genauigkeit der Lagehaltung in ruhiger Luft bei Transportflugzeugen $\Delta\Theta < \pm 0,5^\circ$ und $\Delta\Phi < \pm 1,0^\circ$ betragen. In Turbulenz soll ein quadratischer Mittelwert (Varianz) von $\sigma_\Theta < 5^\circ$ und $\sigma_\Phi < 10^\circ$ nicht überschritten werden (bei definierter Turbulenz-Intensität). Durch nichtlineare Einflüsse bedingte Grenzschwingungen sollen im Lastvielfachen maximale Amplituden von 0,04g und im Lagewinkel von 0,2° nicht überschreiten. Der Schiebewinkel soll im Geradeausflug 1° und im stationären Kurvenflug 2° nicht überschreiten. Für die Querbeschleunigung wird für Pilot und Passagiere, d. h. für den gesamten Bereich der Kabine $a_y < 0,02g$ im Geradeausflug, bzw. $a_y < 0,03g$ im Kurvenflug gefordert.

Wichtig für die Reglerauslegung ist schließlich die Stabilitätsreserve, mit der unvermeidliche Parameteränderungen und Modellunsicherheiten aufgefangen werden. In /MIL-F-9490 92/ wird als Stabilitätsreserve für Flugregler im Bereich der Starrkörperbewegung generell eine

Amplitudenreserve von $\pm 6 \text{ dB}$

Phasenreserve von $\pm 45^\circ$

gefordert. Bisher gibt es kaum genaue Kriterien für das Maß der zu erreichenden Störunterdrückung. In /MIL-STD-1797 04/ und /MIL-F-9490 92/ werden Forderungen aufgestellt, die hauptsächlich die sichere Funktion von Flugreglern in starker Turbulenz betreffen, d. h. ausreichende Stabilisierung und Verhinderung gefährlicher Flugzustände. In /MIL-F-9490 92/ wird als Maß für den Flugkomfort von Piloten und Passagieren ein „*ride discomfort index*“ angegeben, der auf der Reaktion des Menschen unter Einwirkung von Beschleunigung beruht.

Das Maß der Beeinträchtigung des Menschen ist sowohl von der Beschleunigungsrichtung, ihrer Frequenz als auch von der Einwirkungsdauer abhängig, wie Bild 11.14 zeigt. Auch der Bereich unterhalb 1 Hz ist für den Menschen sehr unangenehm; im Bereich bis 0,5 Hz stellt sich Unwohlsein (Seekrankheit) ein. Als obere Grenze ist in diesem Bereich ein quadratischer Mittelwert von 0,1g anzusehen.

Es versteht sich von selbst, daß nicht nur das Wohlbefinden, sondern auch die Steuertätigkeit des Piloten durch Beschleunigungen insbesondere im Bereich von 1 bis 10 Hz stark beeinträchtigt wird (z. B. *roll ratcheting*, Wirkung der Beschleunigung auf Arm und Steuerknüppel, s. /Höhne 01/). Das gilt besonders für Flugphasen, in denen genaue Bahnführung und Lagehaltung gefordert wird, wie bei der Zielverfolgung oder dem Landeanflug.

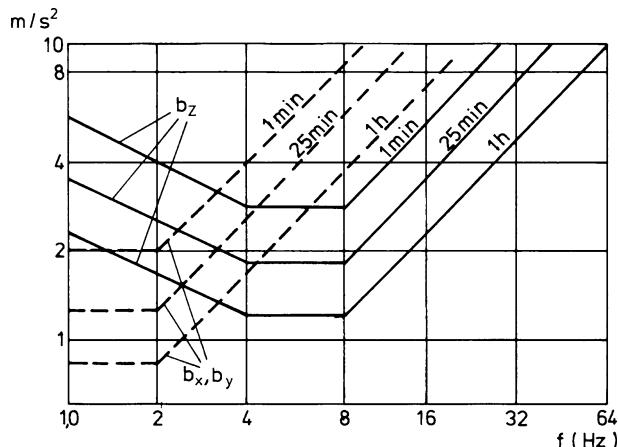


Bild 11.14 Grenzwerte der dem Menschen zumutbaren Beschleunigungen als Funktion von Frequenz und Einwirkdauer (quadratische Mittelwerte nach [ISO 2631 85/](#))

11.3 Flugbahnkriterien

Nicht nur die Flugeigenschaften, sondern auch die Gestaltung der Flugbahn geht in den Forderungskatalog für Flugregler ein. Während erstere ausschließlich das einzelne Flugzeug betreffen, resultiert die Flugbahn nicht nur aus dem Missionsziel des Flugzeugs selber, sondern auch aus Randbedingungen, die aus Wetter, Luftraum und anderen Flugzeugen resultieren und die auch von den Bodenstellen, die diesen Luftraum überwachen vorgegeben werden. Zur Gewährleistung der Sicherheit des Luftverkehrs ist die Bewegungsfreiheit des einzelnen Verkehrsteilnehmers eingeschränkt und z. B. durch Standard-Flugverfahren reglementiert. Militärischer, zivil-kommerzieller (Verkehrsluftfahrt) und privater Verkehr („Allgemeine Luftfahrt“) wird teilweise räumlich getrennt oder unterliegt unterschiedlichen Vorschriften.

11.3.1 Regelgrößen und Reglerarchitektur

Die Grundgrößen zur Orientierung eines Flugzeugs im Luftraum sind

- die barometrische Höhe (Flughöhe, *altitude*),
- der magnetische Kompaßkurs (*heading*),
- die angezeigte Fluggeschwindigkeit (*indicated airspeed – IAS*).

Obwohl diese drei Größen vom Standpunkt der Bahnführung relativ zur Erde nicht ideal sind, wurden sie zur Sicherung des Luftverkehrs gewählt, da sie mit klassischen Verfahren meßbar sind und damit alle Flugzeuge den gleichen systematischen Meßfehlern unterliegen.

Die angezeigte Fahrt ist direkt dem Staudruck proportional, wird also direkt ohne Umrechnung gemessen. Sie ist proportional allen aerodynamischen Kräften am

Flugzeug und ist somit eine wichtige Referenz sowohl im Langsamflug als auch im Schnellflug. Im Reiseflug wird allerdings vorwiegend die Machzahl als Regelgröße gewählt.

Die magnetische Nordrichtung ist ebenfalls an Bord jedes Flugzeugs direkt zu messen, deshalb werden alle Kurse darauf bezogen. Diese unterliegt allerdings großen örtlichen Schwankungen (vgl. Kap.9.4). Auch das Signal aller VOR-Stationen ist auf den örtlichen Wert von magnetisch Nord ausgerichtet.

Die barometrische Höhe wird in Flughafennähe bis zu einer festgelegten Transitionshöhe von 5 000 ft (manchmal 7 000 ft) über Meereshöhe bzw. bis 2 000 ft über Grund (maßgebend ist der höhere Wert) auf den auf NN zurückgerechneten örtlichen Bodendruck bezogen (QNH-Einstellung). Darüber hinaus wird sie auf den Normwert von 1 013,25 mbar bezogen; sie ist dann also an der Normatmosphäre orientiert (QNE-Einstellung). Unterhalb der Transitionshöhe zwischen beiden Bereichen wird die Höhe in Fuß (ft) angegeben und als *altitude* bezeichnet. Oberhalb der Transitionsgrenze wird sie in Flugflächen (*flight level*, FL) angegeben, vgl. hierzu Kap.9.4.

Demgegenüber sind die eigentlichen Flugbahngrößen (relativ zur Erdoberfläche)

V_K – Flugbahngeschwindigkeit (*flight path velocity*),

γ – Bahnneigungswinkel (*angle of climb*),

χ – Bahnazimut (*flight path azimuth*)

an Bord nicht so einfach meßbar, sondern erfordern den Einsatz einer Trägheitsreferenz, eines GPS-Empfängers oder anderer Navigationshilfen. Die Wahl der Fluggeschwindigkeit gegenüber Luft V_A statt der Bahngeschwindigkeit als Regelgröße ist abgesehen von der leichteren Meßbarkeit vor allem dadurch begründet, daß sie die flugmechanisch wichtigere Größe ist, die gemeinsam mit dem Anstellwinkel den Auftriebszustand bestimmt. Außerdem beeinflußt der Staudruck $\bar{q} = \rho/2 V_A^2$ alle auf das Flugzeug wirkenden Luftkräfte. Die Bahngeschwindigkeit V_K wäre dagegen nur bei genauer Längsstaffelung der Flugzeuge (Abstandsregelung) von Bedeutung. Im Reiseflug wird die barometrische Höhe (Druckhöhe) verwendet; das hat für die Höhenstaffelung den Vorteil, daß alle Höhenmesser im umgebenden Luftraum den gleichen methodischen Fehler haben (vgl. Kap. 9.2.1). Dagegen ist die Flughöhe H bei Start und Landung stets gegenüber der Erde definiert, die Höhe gegenüber der umgebenden Luft ist in diesem Bereich uninteressant.

Die gerätetechnische Vereinfachung, die mit der Wahl der genannten Regelgrößen verbunden ist, wird allerdings dadurch erkauft, daß bei Vorgabe einer festen Bahn ihre Sollwerte vom gerade herrschenden Wind abhängig sind. Wegen der Beziehungen

$$\vec{V}_A = \vec{V}_K - \vec{V}_W \quad (1.2.18)$$

$$\Psi = \chi - \beta_K = \chi - \beta - \beta_W \quad (2.2.23a)$$

müssen die Sollwerte V_{Ac} und Ψ_c dem (nicht exakt bekannten) mittleren Wind angepaßt und von Zeit zu Zeit auf Grund einer Ortsbestimmung korrigiert werden. Es ist klar, daß durch Regelung dieser Größen keine sehr genaue Bahnführung möglich ist, so daß relativ große Toleranzbereiche (Abstände der Flugzeuge untereinander) vorgesehen werden müssen. Um eine feste Bahn in der horizontalen Ebene zu fliegen, muß entweder eine Trägheitsreferenz eingesetzt werden, oder es sind bodenfeste Leitsysteme wie VOR- oder ILS- Funkfeuer bzw. satellitengestützten Ortungsverfahren zu Hilfe zu nehmen.

Die heute üblichen Sollflugbahnen setzen sich (zumindest in der Verkehrsfliegerei) aus langen, geradlinigen Abschnitten zusammen, in denen Fahrt, Höhe (oder Vertikalgeschwindigkeit) und Azimut konstant gehalten werden. Das bedeutet, daß Autopiloten überwiegend als Festwertregler zum Konstanthalten der Bahngrößen eingesetzt werden. In diesen stationären Flugphasen sind die Regelfehler klein, so daß die entsprechenden Reglerbetriebsarten mit Hilfe linearisierter Gleichungen berechnet werden können.

Die Übergänge zwischen den stationären Flugphasen werden entweder durch Standardkurven (mit konstanter Giergeschwindigkeit) gebildet oder durch örtlich nicht genau festgelegte Annäherungsbahnen. Da genügend Zeit vorhanden ist, das Flugzeug auf dem nachfolgenden geraden Bahnabschnitt zu stabilisieren, sind die Genauigkeitsanforderungen für die Übergangsbahnen relativ gering. Es wird nur weiches, überschwingfreies Einschwenken gefordert, das im allgemeinen nur bezüglich des zeitlichen Ablaufs vorgegeben wird. Hierfür werden zusätzliche Regler-Betriebsarten bereitgestellt.

Die Regler für Höhe, Fahrt, Azimut usw. haben deswegen meist zwei Funktionen: Erstens das Erfliegen einer neuen Bahn mit anfänglich großem Regelfehler, und zweitens das Stabilisieren auf der einmal erreichten Bahn. Der erste Abschnitt ist dabei mit großen Änderungen der Bahnvariablen verbunden (z. B. große Fahrtänderung, großer Hängewinkel), so daß für eine genaue Abschätzung des Verhaltens eine nichtlineare Rechnung erforderlich wird.

Das Prinzip der Aneinanderreihung stationärer Flugabschnitte, die z. T. mit verschiedenen Reglerbetriebsarten geflogen werden, macht es erforderlich, daß die zur Stabilisierung notwendigen Reglerfunktionen durch solche ergänzt werden müssen, die für weiche Übergänge beim Ein- oder Umschalten von Betriebsarten sorgen. Weiterhin sind für das sichere und überschwingfreie Ein- und Ausschalten von Bahnführungs-Betriebsarten logische Verknüpfungen nötig.

Einerseits müssen bestimmte Einschaltbedingungen erfüllt sein, wie z. B.: Einschalten des Höhenreglers erst dann, wenn die Höhendifferenz $\Delta H < 10 \text{ m}$ und die Vertikalgeschwindigkeit $\dot{H} < 5 \text{ ms}^{-1}$ sind. Andererseits können sich mehrere Betriebsarten gegenseitig bedingen oder ausschließen. Beispielsweise darf eine gleichzeitige Fahrt- und Höhenregelung nur dann eingeschaltet werden, wenn neben dem Höhenruder auch der Schub als Stellgröße im Einsatz ist. Durch die dazu erforderliche Betriebsarten-Schaltlogik (*mode logic*) werden Bahnregler über ihre rein regelungstechnischen Funktionen hinaus recht aufwendig.

Einfache Autopiloten sind so aufgebaut, daß für jede der drei Bahngrößen ein besonderer Regler vorhanden ist, der jeweils allein oder gemeinsam mit den anderen

betrieben werden kann. Der Pilot hat also auch die Möglichkeit, eine Bahngröße selbst zu regeln und die anderen dem Regler zu überlassen. Dadurch entstehen Probleme des Zusammenwirkens zwischen Pilot und Regler.

In der Seitenbewegung gibt es nur eine Bahngröße (χ bzw. Ψ), hier sind also die Verhältnisse eindeutig: entweder übernimmt der Pilot die laterale Bahnführung oder der Autopilot. Letzterer kann, da es nur eine Regelgröße gibt, nach Art einer Kaskadenregelung auf dem Basisregler für die Seitenbewegung aufgebaut werden.

Zur Längsbewegung gehören dagegen die beiden Bahngrößen Fahrt und Höhe, die stark miteinander verkoppelt sind. Zu ihrer Regelung stehen die beiden Stellgrößen Höhenruderausschlag und Triebwerksschub zur Verfügung. Lange Zeit wurde das Triebwerk (u. a. aus Sicherheitsgründen) nicht als Regler-Stellglied eingesetzt, sondern ausschließlich vom Piloten betätigt. Das hat zur Entwicklung von Autopiloten geführt, die mit Hilfe des Höhenruders entweder die Fahrt oder die Höhe regeln. Dabei hat der Pilot die Aufgabe, die jeweils andere Bahngröße über die Drosselverstellung zu regeln, was zu einer starken Wechselwirkung zwischen Pilot und Regler führt.

Später wurden sogenannte Vortriebsregler (*auto throttle*) entwickelt und eingesetzt, mit denen die Fahrt unter Einsatz des Triebwerksschubes geregelt wird. Dabei wurde (aus Sicherheitsgründen) gefordert, daß keine Querverbindung zwischen dem Vortriebsregler und dem allein auf das Höhenruder wirkenden Autopiloten existiert und daß der Vortriebsregler auch ohne Höhenruderregler einsetzbar ist.

Bei der Auslegung von Flugbahnreglern steht nicht die Anpassung von Flugeigenschaften an den Piloten im Vordergrund, sondern die erzielte Bahngenaugigkeit, das Verhalten beim Übergang auf eine neue Flugbahn und schließlich der Passagierkomfort, d. h. die durch Reduzierung von Beschleunigung und Drehgeschwindigkeit erzielte Flugruhe. Eine Ausnahme bilden hier Regelungskonzepte, die nach dem Prinzip der Vorgaberegelung eine gemischt manuell-automatische Bahnführung ermöglichen (vgl. [Kap.18.2](#)). Da hier wieder ein enges Zusammenwirken von Pilot und Regler vorliegt, ist der Regler auch dynamisch an den Piloten anzupassen.

Darüber hinaus spielen nicht nur für die technische Realisierung, sondern auch für die Auslegung Fragen der Bedienung und Überwachung des Regelungssystems durch den Piloten eine große Rolle.

Der Entwurf von Bahnreglern unterscheidet sich in wesentlichen Punkten von dem eines Flugzustandsreglers. Während bei der Auslegung der inneren Regelschleifen die Dynamik und Nichtlinearität von Stellantrieben, der Einfluß der Änderung der flugmechanischen Parameter und der Einfluß von Böenstörungen eine besondere Rolle spielen, ist das bei den äußeren Regelschleifen kaum der Fall. Wie in [Kap.14](#) gezeigt wird, werden diese Einflüsse durch die inneren Regelschleifen stark reduziert und durch Modifizierung von Eigenverhalten und Kopplungen das für die äußeren Schleifen maßgebende Übertragungsverhalten vereinfacht (letzteres gilt besonders für die Seitenbewegung).

Die Bahnregelung betrifft relativ langsam ablaufende Vorgänge, während der Basisregler die schnelleren Drehbewegungen ausgleicht. Wegen des großen Frequenzabstandes der verarbeiteten Signale sind Basisregler und Bahnregler in erster

Näherung separierbar. Die Erfahrung hat gezeigt, daß es möglich ist, unterschiedliche äußere Regelschleifen (Regler-Betriebsarten) mit dem gleichen Basisregler zu realisieren, wenn dieser nur genügend Dämpfungsvorrat erzeugt. Man kann davon ausgehen, daß das Flugzeug mit Basisregler eine „modifizierte Regelstrecke“ mit relativ konstanten Eigenschaften für die äußeren Schleifen darstellt. Die Parameteränderungen der Strecke werden durch den Basisregler zum großen Teil ausgeglichen, wenn nötig durch Anpassung seiner Parameter an den Flugzustand (vgl. Kap. 14.2.2). Trotzdem kann eine Anpassung der Parameter auch der äußeren Regelschleifen, z. B. an die Machzahl, nötig sein.

11.3.2 Standard-Flugrouten

Der zivile Luftverkehr richtet sich nach weltweit anerkannten Regeln, die auf der Konvention der ICAO „Rules of the Air; Annex 2“ beruhen. Auch die nationale Luftraumstruktur besteht auf der Grundlage von Richtlinien der ICAO, sie ist im deutschen Luftverkehrsgesetz geregelt und wird von der Deutschen Flugsicherungs GmbH (DFS) überwacht /Heer 75/.

Der kontrollierte Luftraum ist in Kontrollbezirke (*control area*, CTA) eingeteilt, die sich von einer Höhe von 2 500 ft (in Nahverkehrsbereichen auch 1 700 ft und 1 000 ft) über Grund bis zur Flugfläche 245 (unterer Luftraum) und von FL 245 bis FL 460 (oberer Luftraum) erstrecken. Der Luftraum unterhalb 2 500 ft und oberhalb FL 460 ist unkontrolliert. Im Nahverkehrsbereich von Flughäfen sind Kontrollzonen unterschiedlicher Ausdehnung für die Verkehrsführung zuständig, diese sind bis zum Boden nach Sektoren gestaffelt, vgl. /Mensen 04/, /Bachmann 05/.

Innerhalb des kontrollierten Luftraums sind Verkehrswege als Großkreissegmente zwischen bodengebundenen Funknavigationsanlagen (NDB, VOR, TACAN oder virtuell durch GPS-Koordinaten) definiert. Aus der Aneinanderreihung mehrerer Segmente ergeben sich Routenführungen, die als *air traffic services (ATS) routes* bezeichnet werden. Innerhalb eines Nahverkehrsbereiches um einen Flughafen (*terminal manœuvring area*, TMA) sind Standardwege für den anfliegenden und abfliegenden Verkehr definiert, die *standard arrival routes*, STAR, und die *standard instrument departure routes*, SID. Bild 11.15 zeigt die Standard – Flugsteckenführung des Flughafens Frankfurt am Main. Es bestätigt, daß der Flugverkehr sich vorwiegend auf geradlinigen Verbindungslien zwischen Wegpunkten abspielt, die durch Funkfeuer gegeben sind.

Grundlage der Sicherung des Luftverkehrs ist die Staffelung der Flugzeuge. Diese bezieht sich zunächst auf die Flughöhe. Für den Streckenflug ist ein Vertikalabstand der Flugzeuge von

1 000 ft für $H < \text{FL } 290$

2 000 ft für $H > \text{FL } 290$

vorgeschrieben, wobei dem Ost-West- und dem West-Ost-Verkehr jeweils unterschiedliche Flugflächen zugewiesen werden. Als Folge des immer dichter

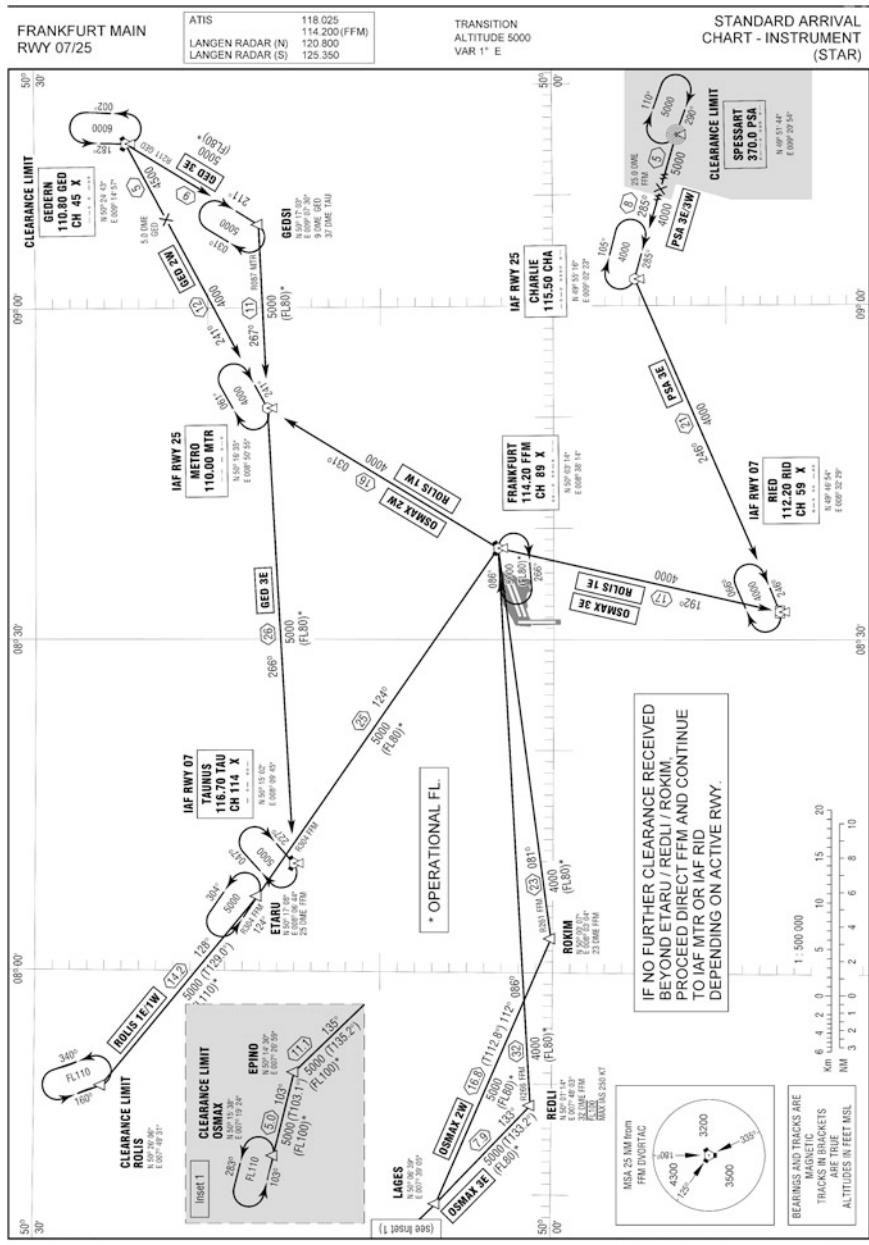


Bild 11.15 Beispiel für eine Flugkarte: Anflugbereich Flughafen Frankfurt/Main (aus dem Lufthandbuch AIP IFR, mit freundlicher Genehmigung der DFS Deutsche Flugsicherung GmbH, nicht für navigatorische Zwecke).

werdenden Flugverkehrs wurde im Jahr 2002 im europäischen Luftraum eine reduzierte Vertikalstaffelung (RVSM, *Reduced Vertical Separation Minimum*) für Flugzeuge mit einer vorgeschriebenen Ausrüstung eingeführt */JAR-OPS1 07/*. Die Längsstaffelung und der seitliche Mindestabstand betragen jeweils 20 NM, wobei letzterer auch durch die Streckenführung vorgegeben ist. Bei An- und Abflugrouten beträgt die Längsstaffelung 3 bis 5 NM, diese wird im Endanflug wegen der Gefahr der Wirbelschleppen i. allg. je nach Gewichtsklasse auf bis zu 8 NM erhöht */ICAO 96/* und */ICAO 08/*. Die Fluggeschwindigkeit ist unterhalb von FL 100 auf 250 kn begrenzt. Eine weitere Maßnahme zur Sicherheitserhöhung ist die Trennung des Verkehrs in solchen, der nach Sichtflugregeln (*visual flight rules*, VFR) und solchen, der nach Instrumentenflugregeln (*instrument flight rules*, IFR) fliegt. Ein Pilot hat vor dem Flug der Bodenkontrollstelle mitzuteilen, ob er den (gesamten) Flug nach VFR oder nach IFR durchführen will.

Eine vergleichsweise flexible Bahnführung ermöglicht die Flächennavigation (*area navigation* oder *random navigation*, RNAV). Mit Hilfe entsprechender Bordausstattung (z. B. *Flight Management System*) können dann virtuelle Wegpunkte in ausgewiesenen RNAV-Gebieten generiert und abgeflogen werden. Dazu wird eine bestimmte Navigationsleistung gefordert (*Required Navigation Performance*, RNP), die durch Anforderungen an die Genauigkeit der Positionshaltung und die Verfügbarkeit der Ausrüstung festgelegt ist */Mensen 04/*, */Cook 07/*.

Diese Übersicht zeigt, daß im zivilen Luftverkehr die Entscheidungsfreiheit des Piloten bei der Gestaltung seiner Flugbahn stark eingeschränkt ist. Während die technischen Möglichkeiten zur freien Flugwegplanung und -gestaltung an Bord durchaus gegeben sind (vgl. Kap.17.3), verbietet die Verkehrsdichte besonders im europäischen Luftraum deren uneingeschränkte Anwendung.

11.3.3 Führung im Flughafennahrbereich

Flugzeuge treten aus verschiedenen Richtungen kommend an bestimmten Einflugpunkten (*metering fix*) in den Nahverkehrsbereich des Flughafens ein und müssen von der Flugsicherung so an die Landebahn herangeführt werden, daß sie möglichst direkt, aber mit ausreichendem Abstand voneinander die Anfluggrundlinie erreichen und Endanflug und Landung ausführen können. Je nach Größe der Flugzeuge wird eine Mindest-Separation von 3 bis 8 NM eingehalten, um eine Gefährdung durch die Wirbelschleppe des vorausfliegenden Flugzeugs zu vermeiden. Andererseits sollen die Abstände so gering wie möglich sein, um die Kapazität des Flughafens voll auszunutzen.

Die in unregelmäßigen Abständen anfliegenden Flugzeuge müssen dabei so beschleunigt oder verzögert werden, daß die vorgesehene Landezeit mit einer Toleranz von ca. 10 s eingehalten wird. Um das zu erreichen, müssen die Flugzeuge möglichst frühzeitig, d. h. unmittelbar nach Eintritt in den Kontrollbezirk vom Lotsen „übernommen“ und geführt werden. Die Flugzeuge treten in ca. 100 NM Umkreis vom Flughafen (Beispiel: Frankfurt/Main) an verschiedenen Punkten, die durch Funkfeuer charakterisiert sind, in den Kontrollbezirk ein. Die Verkehrsführung wird hier

von Lotsen in den verschiedenen Sektoren wahrgenommen. Ein Teil von ihnen übernimmt die Überwachung der Flugzeuge (über Radar) an den Eintritts-Wegpunkten (*entry fixes*) auf der Grenze des Kontrollbezirks, die durch Funkfeuer fixiert sind. Sie führen die Flugzeuge so an vier Haupt-Anflugwegpunkte (*metering fixes*) des Flughafennahrbereichs (*terminal manœuvring area*, TMA), daß die vorgeschriebenen Zeitabstände dort möglichst gut erfüllt sind. Von da werden die Flugzeuge durch weitere Lotsen über Standardrouten an einen festen Ablieferungs-Wegpunkt auf der Anflugg rundlinie (*merge gate*) herangeführt.

Bis heute werden die Flugzeuge von den Lotsen ohne automatische Hilfe geführt. Diese legen unter Berücksichtigung der Verkehrs- und Wittersituation möglichst optimale Flugbahnen fest und versuchen, die mittlere Verweilzeit aller Flugzeuge im Nahverkehrsbereich zu minimieren. Sie übermitteln per Sprechfunk die daraus resultierenden Solldaten für Steuerkurs, Fahrt und Höhe an den Piloten, der diese Werte einzuregeln und solange manuell oder mit Hilfe des Autopiloten einzuhalten hat, bis er neue Anweisungen bekommt. Der Pilot ist in diesem Flugabschnitt nicht an der Gestaltung der Flugbahn beteiligt, sondern ist nur ausführendes Organ. Erst bei Erreichen des ILS übernimmt er wieder die Führung des Flugzeugs.

Der Lotse muß flexibel auf Veränderungen des Situation (einfliegende Flugzeuge, übrige Einflugsektoren, Wind) reagieren. Wegen unvermeidlicher Unsicherheiten muß er Reserveabstände einkalkulieren, die zu einer Vergrößerung der minimal möglichen Zeitabstände führen. Die wesentlichen Unsicherheiten resultieren aus verzögterer oder fehlerhafter Ausführung seiner Anweisungen durch die Piloten und aus der ungenauen Kenntnis der Windsituation im Kontrollbereich.

Eine Rechnerunterstützung bei der Flugwegplanung und -optimierung würde eine genauere Staffelung erlauben, die mögliche Landerate erhöhen und damit zu einer besseren Ausnutzung der Flughafenkapazität führen. Gleichzeitig könnte die hohe Arbeitsbelastung der Lotsen gesenkt werden. Um die an einem Großflughafen verfügbaren Kapazitäten optimal auszunutzen wurden in der Vergangenheit bereits An- und Abflugplanungssysteme entwickelt, die die Lotsen bei der Zuflüssesteuerung des Verkehrs auf die Start- und Landebahnen unterstützen. So sind in der Strecken- und Anflugkontrolle verschiedener europäischer Großflughäfen seit einigen Jahren *Arrival Manager* (AMAN) in Betrieb, die Anflugsequenzen und Zielzeiten für die *metering fixes* und die Landebahnschwelle vorgeben. Derartige Systeme werden derzeit in Zürich (CALM, OSYRIS), Paris (Maestro) und Frankfurt („4D-Planer“) eingesetzt /[Seidel Ka 06](#)/ . Der 4D-Planer wurde im Rahmen des Kapazitätsentwicklungsplans für den Flughafen Frankfurt entwickelt und stellt eine innovative Lösung zur besseren Nutzung der Landebahnkapazität dar. Es werden vom 4D-Planer für jedes einzelne im Landeanflug befindliche Flugzeug zeitliche Vorgaben für den Überflug des *metering fix* und der Landebahnschwelle generiert. Diese Zielzeiten basieren auf einer Reihenfolgeplanung, in der die minimal zulässigen Separationen für die Landebahnschwelle realisiert sind. Es findet zusätzlich eine Optimierung der Bahnverteilung und Landereihenfolge nach Wirbelschleppenkategorien statt. Der 4D-Planer ist als Vorschlagsystem ausgelegt, d.h. er liefert den verantwortlichen Lotsen Vorschläge für die Bildung der Sektor- bzw. Endanflugreihenfolge zusammen mit Zielzeiten am *metering fix* bzw. an der Landebahnschwelle.

Zum Ausgleich von Zeitfehlern stehen zwei Möglichkeiten zur Verfügung: Ändern der Fluggeschwindigkeit oder der Weglänge. Die Fluggeschwindigkeit ist nach oben auf 250 kn und nach unten durch die Mindestanfluggeschwindigkeit eines Flugzeugs begrenzt (s. o.). Ein wirtschaftlicher und wirksamer Einsatz von Fahrtänderungen zur Verzögerung der Ankunftszeit ist nur im Reiseflug, bzw. vor Erreichen der TMA möglich.

Größere Zeitfehler lassen sich in der TMA nur noch über eine Weglängenänderung korrigieren. Eine recht grobe Möglichkeit dazu bieten Warteschleifen (*holding pattern*), die an den Einflugpunkten zum Kontrollbezirk und zur TMA fest vorgesehen sind, vgl. Bild 11.16. Eine feinere Korrekturmöglichkeit bietet die Auffächerung der Anflugbahn, z. B. beim Einflug auf die Anfluggrundlinie, wie sie ebenfalls in Bild 11.16 dargestellt ist. Ist ein entsprechendes Verfügungsgebiet vorhanden, so lassen sich leicht Weglängenänderungen von 20 bis 30 NM realisieren, wodurch bei einer Fluggeschwindigkeit von 250 kn Zeitkorrekturen von 180 bis 270 s möglich sind.

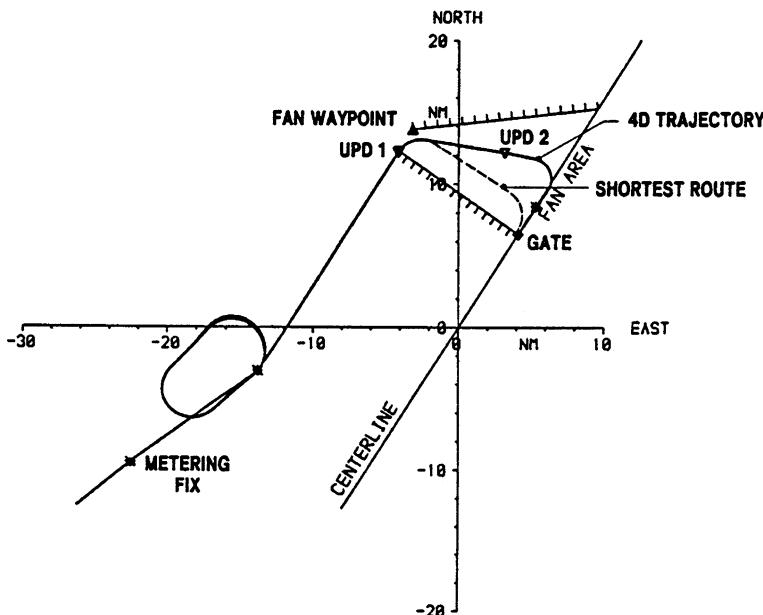


Bild 11.16 Warteschleife und Fächer (*fan*) zur Weglängenänderung in der TMA (aus [/Adam 89/](#))

Neben der horizontalen Führung ist auch eine vertikale Führung nötig. Ein Beispiel für ein Höhen- und Fahrprofil mit den zugehörigen Anweisungen an den Piloten zeigt Bild 11.17. Die vertikale Führung betrifft mit den Bahngrößen Fahrt (*indicated airspeed, IAS*) und Höhe auch den Energiezustand des jeweiligen Flugzeugs, vgl. Kap.6. Sollen am Boden hierfür genaue Vorgaben berechnet werden, so müssen die Leistungsdaten der Flugzeuge bezüglich Aerodynamik und Triebwerk sehr genau bekannt sein. Es ist also eine umfangreiche und individuelle

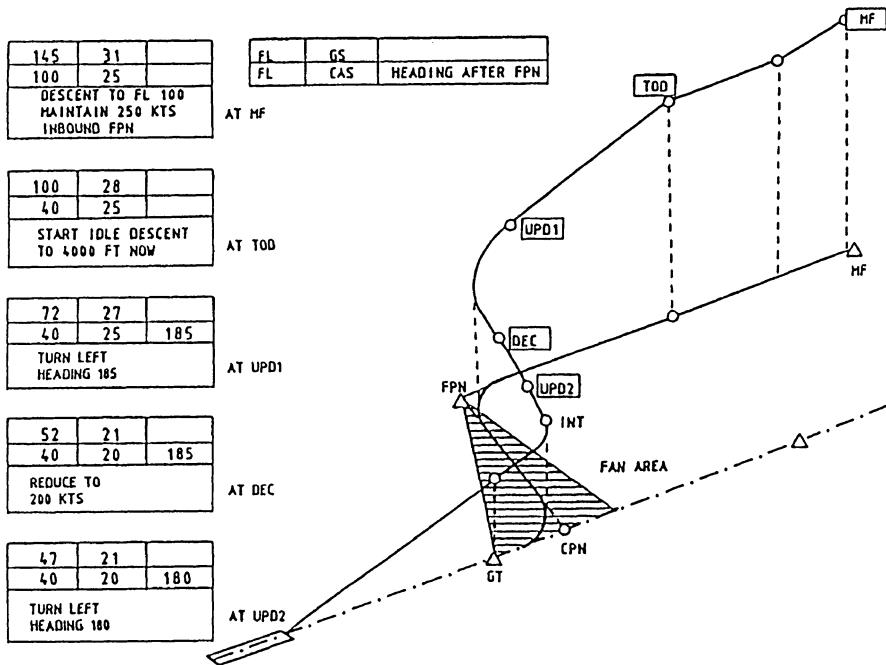


Bild 11.17 Fahrt- und Höhenprofil eines Anflugs mit Anweisungen an den Piloten
(aus [/Dippe 89/](#))

Modellierung aller Flugzeuge im Kontrollbereich nötig. Bei einer größeren Anzahl von Flugzeugen kann das leicht die Leistungsfähigkeit des Bodenrechners übersteigen. Da an Bord alle notwendigen Daten zur Verfügung stehen und im Flugmanagementsystem solche Leistungsrechnungen ohnehin durchgeführt werden, wäre eine Vorausberechnung der vertikalen Bahn an Bord vorzuziehen.

11.3.4 Endanflug-Verfahren

Endanflug und Landung von Verkehrsflugzeugen sind durch das Instrumentenlandeverfahren (*instrument landing system*, ILS, vgl. [Kap.9.6.2](#)) bestimmt. Man kann den Standard-Anflug in fünf Segmente unterteilen ([Mensen 04](#)), die entsprechend Bild [11.18](#) zwischen festen Punkten definiert sind:

- Einflugstrecke (*arrival route*),
- Voranflug (*initial approach*),
- Zwischenanflug (*intermediate approach*),
- Endanflug (*final approach*),
- Fehlanflug (*missed approach*).

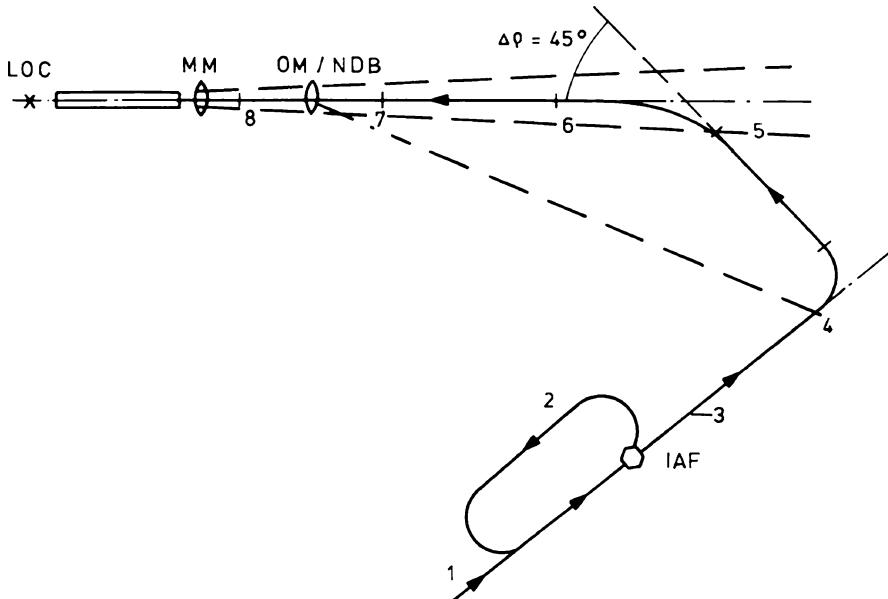


Bild 11.18 Phasen eines typischen Anflugs auf einen Flughafen

Unter der Einflugstrecke (in Bild 11.18 mit 1 bezeichnet) ist ein Streckensegment zu verstehen, auf dem das Flugzeug aus dem ATS-Routennetz zu einem Anflug-Funkfeuer (VOR) an der Grenze des Flughafennahbereichs (TMA) geführt wird. Dieser als *initial approach fix*, IAF, bezeichnete Punkt ist mit dem *metering fix* aus Kap.11.3.3 identisch. Von hier aus beginnt der Anflug (*initial approach*) auf den Flughafen. Ist die Anflugroute nicht frei, so hat das Flugzeug hier ein standardisiertes Warteflugverfahren (2) auszuführen, aus dem es von der Flugüberwachung abgerufen wird. Das Voranflug-Segment (3) führt das Flugzeug auf die verlängerte Anfluggrundlinie (Landekursebene *localizer*). Auf diesem Streckensegment sind hohe Sinkraten (bis 500 ft/NM) möglich, vgl. Bild 11.17. Da der Schnittwinkel beim Erreichen der Landekursebene im Interesse eines weichen Übergangs nicht größer als 45° sein soll, kann der Voranflug eine Verfahrenskurve (*procedure turn*) beinhalten, zu der ein NDB zu Hilfe genommen wird, weil das ILS-Landekurssignal selbst nur in einem kleinen Winkelbereich zur Verfügung steht.

Wird ein vorgegebener Peilwinkel zum NDB oder auch eine vorgegebene DME-Entfernung vom VOR erreicht (4), so schwenkt das Flugzeug mit einer Standardkurve auf die Anfluggrundlinie ein. Alle Kurven (einschließlich der Warteschleife) sind mit einer Giergeschwindigkeit von 3° s^{-1} (2-Minuten-Kreis) bzw. einem maximalen Hängewinkel von 25° durchzuführen. Bei Erreichen der Landekurs-Ebene (5) schwenkt das Flugzeug auf den Landekurs ein (*intercept*) und beginnt bei (6) den Endanflug. Es wird zunächst bei konstanter Höhe (typisch 1500 ft) auf den Landekurs stabilisiert (6–7). Dabei wird die Fahrt langsam reduziert bis auf einen Wert 30% oberhalb der Mindestfahrt ($V_A = 1,3 V_{\text{stall}} + \text{Windzuschlag}$) bei

gleichzeitigem, schrittweisem Ausfahren der Landeklappen. Bei typischen Werten von $H = 500 \text{ m}$ und $\varepsilon_c = 2,5^\circ$ wird in einer Entfernung von $11,5 \text{ km} \approx 6,2 \text{ NM}$ vor der Landebahnschwelle (7) der Gleitpfad erreicht. Das Flugzeug wird auf dieses stabilisiert, bis bei Überflug des Voreinflugzeichens (*outer marker*, OM) in $7,4 \text{ km} \approx 4 \text{ NM}$ vor der Schwelle der eigentliche Endanflug (*final approach*) beginnt (vgl. hierzu auch Bild 9.18).

Spätestens beim Durchfliegen der Höhe von $120 \text{ m} \approx 400 \text{ ft}$ muß das Flugzeug in Landekonfiguration, d. h. mit ausgefahrenem Fahrwerk und Landeklappen und der End-Anfluggeschwindigkeit auf dem Gleitpfad endgültig stabilisiert sein (Punkt 8 in Bild 11.18 und 11.19). Bei einer typischen Anfluggeschwindigkeit von $V_K = 80 \text{ m/s}$ verbleibt jetzt noch eine Flugzeit von 30 s bis zum Überfliegen der Landebahnschwelle, vgl. Bild 11.19. In dieser Höhe muß bei Nicht-Vorhandensein einer ILS-Bodenanlage der Anflug abgebrochen werden, wenn noch kein Sichtkontakt zur Landebahn hergestellt ist (minimale Wolkenuntergrenze). In ca. $60 \text{ m} \approx 200 \text{ ft}$ Höhe (9) wird das Haupteinflugzeichen (*middle marker*, MM) überflogen. Das ist die Entscheidungshöhe für Leitstrahl- und Bordsysteme der Kategorie I, 100 ft Höhe (10) die für Systeme der Kategorie II (vgl. Tabelle 11.4). In ca. 45 m Höhe wird das Gleitpfadsignal unbrauchbar und nicht mehr verwendet, stattdessen kann jetzt das Signal des Radiohöhenmessers für die Regelung und zur Anzeige eingesetzt werden, da das Flugzeug sich über ebenem Gelände befindet.

In etwa $15 \text{ m} \approx 50 \text{ ft}$ Höhe (11) beginnend wird das Flugzeug abgefangen, d. h. es wird die Sinkgeschwindigkeit von ca. $3,5 \text{ m/s}$ auf etwa $0,5 \text{ m/s}$ abgebaut und die Fahrt bis kurz vor V_{stall} reduziert. Kurz vor dem Aufsetzen wird in ca. $6 \text{ m} \approx 20 \text{ ft}$ Höhe (12) der Luvwinkel möglichst schnell auf null gebracht (*decrab*) und das

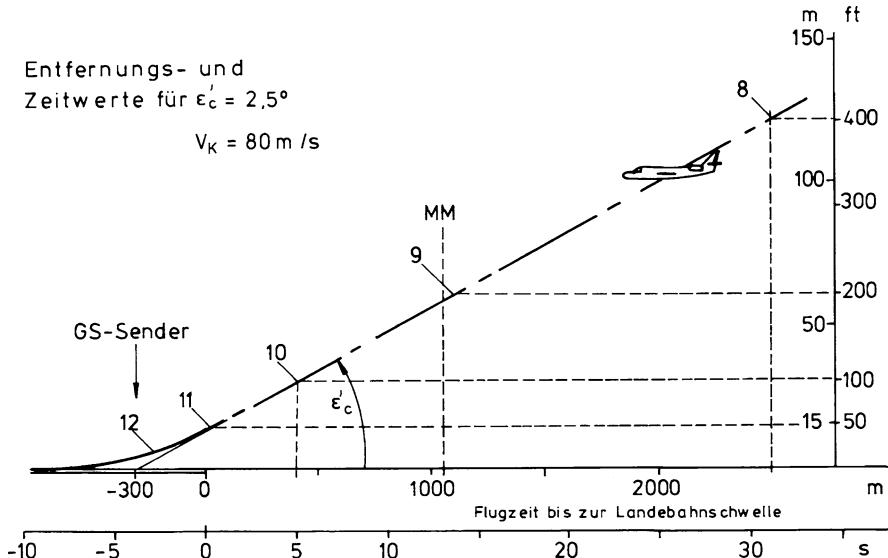


Bild 11.19 Phasen des ILS-geführten Endanfluges

Tabelle 11.4 Landeminima nach [/JAR-OPS/ 07/](#) (DH = decision height, RVR = runway visual range)

ILS-Kategorie	Entscheidungshöhe (DH)	Horizontalsicht (RVR)
ohne ILS	$400 \text{ ft} \leq \text{DH}$	–
Kategorie I	$200 \text{ ft} \leq \text{DH}$	$550 \text{ m} \leq \text{RVR}$
Kategorie II	$100 \text{ ft} \leq \text{DH}$	$300 \text{ m} \leq \text{RVR}$
Kategorie III A	$\text{DH} < 100 \text{ ft}$	$200 \text{ m} \leq \text{RVR}$
Kategorie III B	no DH or $\text{DH} < 50 \text{ ft}$	$75 \text{ m} \leq \text{RVR} \leq 200 \text{ m}$
Kategorie III C	currently not authorized	currently not authorized

Triebwerk auf Leerlauf gefahren. Nach dem Aufsetzen wird das Flugzeug (evtl mit Hilfe von Schubumkehr und Spoilern) abgebremst und rollt mit Landekurs (*localizer*)-Führung aus.

Wenn der Pilot bei Erreichen der entsprechenden Landeminima nicht ausreichend Sicht hat, um den Endanflug mit einer sicheren Landung abzuschließen, muß er ein Durchstartmanöver einleiten (Fehlanflugsegment). Die Landeminima beziehen sich auf die minimale Wolkenuntergrenze und die minimale Sichtweite und werden in die in Tabelle 11.4 erläuterten Kategorien eingeteilt. Die Entscheidungshöhe richtet sich sowohl nach der Ausstattung der Landebahn (ILS-Qualität) als auch nach der Ausrüstung des Flugzeugs (Autopilot, Anzeigen).

11.3.5 Neue Entwicklungen

Die heutigen, auf der Führung durch GPS-, VOR/DME- und ILS-Funkleitsysteme basierenden Flugverfahren im Flughafennahmbereich und bei der Landung sind dadurch gekennzeichnet, daß die Flugbahn hauptsächlich aus geradlinigen Abschnitten besteht, auf denen das Flugzeug entweder horizontal oder mit konstanter Sinkgeschwindigkeit und mit konstanter Fahrt fliegt. Der Flugzustand ist also jeweils über längere Zeit konstant und Bahnänderungen werden dadurch einfach gehalten, daß jeweils nur eine Bahngröße, nämlich Fahrt oder Kurs oder Höhe neu vorgegeben wird.

Die Übergänge zwischen den Flugbahnabschnitten werden weiter dadurch einfach gehalten, daß sie entweder aus Standardkurven bestehen oder die Schnittwinkel zwischen zwei Kursen auf 45° bis 60° begrenzt werden. Für den Übergang wird keine genaue Sollflugbahn vorgegeben, sondern nur weiches und überschwingfreies Einschwenken gefordert. Die Güteforderungen betreffen also im wesentlichen gute Dämpfung der Bahnübergänge und Führungsgenauigkeit in den stationären Flugabschnitten, beides ist mit konventionellen, entkoppelten Reglern erfüllbar, wie sie in Kap.16 dargestellt werden.

Schwierigkeiten ergeben sich erst im Endanflug auf Grund der erhöhten Genauigkeitsanforderungen, z. B. beim Einschwenken auf den Gleitpfad oder beim Abfangen. Diese werden dadurch gemildert, daß wegen der nur schwach geneigten

Anflugbahn ($\varepsilon = 2,5^\circ$) die Bahnänderung und die damit verbundenen Energieänderungen klein bleiben.

Das heutige ILS-Verfahren ist durch folgende Eigenschaften gekennzeichnet:

- 1) Für den Anflug steht eine einzige, durch Landekurs und Gleitpfad vorgegebene Sollflugbahn zur Verfügung, die aus langen, geradlinigen Abschnitten besteht. Hierdurch ergibt sich ein relativ starres Anflugverfahren.
- 2) Die Signale von Landekurs und Gleitpfad haben einen relativ kleinen Überdeckungsbereich. Das bedeutet, daß z. B. ein Einschwenken auf den Landekurs nur mit zusätzlichen Navigationshilfen weit vor dem Voreinflugzeichen möglich ist, um ein Überschwingen der Flugbahn über den Localizer-Empfangsbereich hinaus zu verhindern und ein rechtzeitiges Stabilisieren der Flugbahn zu ermöglichen.
- 3) Der Endanflug geschieht auf einer relativ flach geneigten Bahn. Das bedeutet, daß dem Flughafen benachbarte Wohngebiete in niedriger Höhe überflogen werden (Fluglärm). Die niedrige Sinkgeschwindigkeit und die Tatsache, daß das Flugzeug sehr frühzeitig in Landekonfiguration gebracht wird (hoher Widerstand bei ausgefahrenen Klappen) tragen dazu bei, daß der Triebwerkschub und damit auch die Lärmentwicklung hoch sind.
- 4) Das Fehlen einer für den Regler verwertbaren Entfernungsinformation bedingt, daß nicht die Abstände zur Sollflugbahn, sondern nur die Winkelfehler geregelt werden können. Die damit verbundene Verstärkungsänderung im Regelungssystem kann nur durch behelfsmäßige Lösungen ausgeglichen werden, vgl. [Kap.16.4.2](#).

Den hierdurch charakterisierten Möglichkeiten des ILS-Anflugverfahrens stehen Forderungen gegenüber, die die Lärminderung einerseits und die Bewältigung einer wachsenden Verkehrsdichte andererseits betreffen.

Zur Lärminderung muß der Abstand der Flugzeuge zu Wohngebieten vergrößert werden, d. h. es sind höhere und steilere Anflugbahnen bei möglichst niedrigem Schubniveau zu fordern. Der erforderliche Schub verringert sich bei höherer Sinkgeschwindigkeit und bei möglichst spätem Ausfahren der Landeklappen (Widerstandserhöhung), verbunden mit einem späteren, evtl. stetigen Abbau der Fluggeschwindigkeit. Niedriger Schub bedeutet aber große Triebwerkszeitkonstanten, dadurch würde ein evtl. notwendiges Durchstartmanöver in gefährlicher Weise verzögert. Eine hohe Sinkgeschwindigkeit in Bodennähe bedeutet ebenfalls ein erhöhtes Risiko, diese muß also rechtzeitig reduziert werden.

Aus beiden Gründen wird in jedem Fall der letzte Teil des Anflugs (unterhalb einer Höhe von 1 000 ft in IMC (*instrument meteorological conditions*) bzw. 500 ft in VMC (*visual meteorological conditions*)) entsprechend dem heutigen ILS-Verfahren durchgeführt, d. h. mit $\varepsilon_c = 2,5^\circ$ und $V_A = \text{const}$. Das Flugzeug muß also oberhalb 120 m Höhe aus dem Steilanflug in den flachen Teil des Endanfluges abgefängen und in Landekonfiguration überführt werden.

Steilanflugverfahren wurden schon in den 1970er Jahren erprobt. Dazu gehört der Anflug mit verspätetem Ausfahren der Landeklappen (*delayed flap approach*), der stetig verzögerte Anflug mit kontinuierlicher Fahrtänderung (*decelerated approach*)

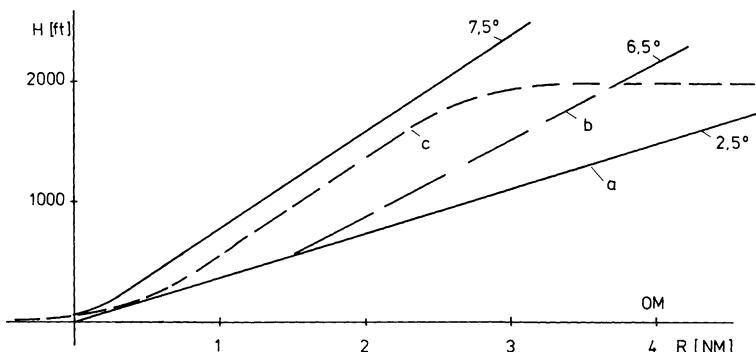


Bild 11.20 Anflugprofile für Steilanflugverfahren a) konventioneller Anflug, b) geknickter Anflug (NASA-Erprobung 1971), c) Steilanflug Bodenseewerk 1973

sowie der Zwei-Segment-Anflug mit Übergang von einem mit ca. 6° auf einen mit $2,5^\circ$ geneigten Gleitpfad, vgl. Bild 11.20 und [/Brockhaus 74/](#). In Deutschland wurde seitens des Bodenseewerks ein experimentelles Flugregler- und Flugführungssystem für Steilanflugverfahren entwickelt und erprobt [/Böhret 74/](#).

Lärmindernde Anflugverfahren unter Beibehaltung der ILS-Konfiguration werden seit langem praktiziert durch Anfliegen des Gleitpfades in größerer Höhe und bei höherer Geschwindigkeit und durch Verzögerung auf dem Gleitpfad selbst bei niedrigem Schubniveau und schrittweisem Ausfahren der Landeklappen. Dieses von der Deutschen Lufthansa eingeführte Verfahren ist unter dem Namen „Frankfurter Anflugverfahren“ bekannt geworden.

Bei echten Steilanflugverfahren treten die stationären Flugphasen gegenüber den Übergangsbahnen mehr und mehr in den Hintergrund, so daß es konsequent ist, auf stationäre Zwischenphasen zu verzichten und auf stetig gekrümmte Flugbahnen überzugehen. Bei den damit verbundenen starken und kontinuierlichen Flugzustands- und Energieänderungen steigen allerdings die Forderungen an die Führungsgenauigkeit, da größere Ablagen von der Sollbahn große Energiefehler bewirken, die nicht mehr ausgeglichen werden können. Solche Verfahren setzen natürlich auch voraus, daß Flugzeuge die entsprechende Sinkgeschwindigkeit (durch Widerstandserhöhung bei Minimalschub) erreichen und Abweichungen davon schnell aussteuern können.

Die Entwicklung kommerzieller Regler für Transportflugzeuge führte schrittweise zur besseren Abstimmung zwischen Autopilot (Höhe) und Vortriebsregler (Fahrt) und zielt auf eine vollständige Integration beider Regler hin. Beispielhaft hierfür ist die Entwicklung der Flugregelungssysteme für die Airbus-Familie vom ersten analogen Regler für A300 über A310 bis zum vollständig digitalen Fly-by-Wire-System für A320 und die nachfolgenden Airbus-Flugzeuge. Die zunehmende Verfügbarkeit von konsolidierter Meßinformation an Bord (Flugzustand, Flugbahn, Wind) unterstützt diese Entwicklung.

Auch im Bereich der Bodensysteme wurden die Voraussetzungen für eine flexiblere Bahnführung verbessert. Funkleitsysteme auf der Basis VOR/DME

ermöglichen eine effektive 4D-Navigation. Lange Zeit wurde das Mikrowellenlandesystem (MLS) propagiert als Möglichkeit, horizontal und vertikal stetig gekrümmte Anflugbahnen zu realisieren, die an Bord des Flugzeugs frei vorgegeben werden können. Technische Schwierigkeiten und hohe Kosten haben eine Einführung bisher verhindert. Neue Entwicklungen zur Nutzung von GPS/INS als universelles Navigationssystem haben ganz neue Möglichkeiten auch für den Flughafen-Nahbereich eröffnet, vgl. [Kap.9.5.7](#). Die Nutzbarkeit selbst für automatische Landungen wurde in einem Experimentalprogramm nachgewiesen [/Dierhoff 89/](#).

Schon seit ca. 1980 wurden konkrete Vorschläge für eine stärkere Automatisierung der Verkehrsführung im Flughafennahbereich gemacht, z. B. [/Sundermeyer 80/](#). In mehreren Experimentalprogrammen (vgl. z. B. [/Adam 89/](#)) wurden die Realisierbarkeit und die Vorteile einer automatisierten Flugverkehrssteuerung (*air traffic management*, ATM) nachgewiesen. Die Elemente eines solchen integrierten Systems sind folgende:

- An Bord sind zeitgenaue (4D-)Bahnen nach Vorgaben der Flugsicherung für Wegpunkte und Überflugzeiten zu generieren. Heutige Flugmanagement-Systeme (vgl. [Kap.17.2](#)) sind dazu in der Lage. Moderne Autopiloten ermöglichen ein genaues Einhalten dieser Bahnen nach Ort und Zeit.
- Bord-Boden-Kommunikation: Die heutige Sprechfunkverbindung muß durch eine digitale Datenverbindung hoher Übertragungskapazität ersetzt werden. Es sind Windmeß- und Flugzeugdaten zum Boden sowie Anweisungen und Windvorhersagen zum Flugzeug zu übertragen, wobei eine Überprüfung auf Übertragungsfehler erfolgen muß.
- Am Boden hat ein Rechner hoher Kapazität innerhalb eines möglichst großen Kontrollbereichs (ca. 200 NM Radius) sämtliche Flugzeuge zu erfassen, ihre Bahnen konfliktfrei zu optimieren und die Sollbahndaten an das Flugmanagement-System aller Flugzeuge automatisch zu übermitteln. Durch Rückmeldung von Bahnfehlern ist ein geschlossener Regelkreis zu bilden.

Ein Hauptproblem bei der Realisierung einer solchen integrierten Flugverkehrssteuerung stellt das Fehlen einer Datenverbindung Bord-Boden-Bord (*ATC data link*) dar. Ein weiteres Problem besteht darin, daß auch auf längere Sicht nicht alle Flugzeuge mit Flugmanagementsystemen ausgestattet sein werden. Deshalb wird ein Mischbetrieb nötig sein, bei dem einige Flugzeuge über FMS eine sehr genaue 4D-Führung erhalten, während andere nach konventionellen Verfahren entweder über Autopilot oder manuell geflogen werden, was größere Zeit- und Wegtoleranzen erfordert.

Schließlich hängt eine gute Funktion der Luftverkehrsleitung entscheidend von der Verfügbarkeit genauer Windinformation an Bord und am Boden ab. Hierzu ist eine gute Koordinierung zwischen der Windmessung an Bord aller Flugzeuge (mit Übermittlung zum Boden) und der Berechnung des großräumigen Windfeldes im Bodenrechner mit Rückmeldung an die Flugzeuge erforderlich. Die Verfügbarkeit einer integrierten Luftverkehrsleitung mit hohem Automatisierungsgrad und

optimaler Aufteilung Bord-Boden ist ein wesentlicher und notwendiger Schritt zur weiteren Erhöhung der Sicherheit im Luftverkehr.

Um den wachsenden Anforderungen an die Luftverkehrsleitung Rechnung zu tragen, hat die Europäische Kommission eine Initiative mit der Bezeichnung SES (*Single European Sky*) ergriffen. Durch Restrukturierung des europäischen Luftraums und Weiterentwicklung des ATM-Systems sollen die Sicherheit erhöht und zusätzliche Kapazitäten geschaffen werden. Die Umsetzung erfolgt im Programm SESAR (*Single European Sky ATM Research*), sie soll bis zum Jahre 2020 abgeschlossen sein.

11.4 Mathematische Formulierung von Güteforderungen

Aus der bisherigen Diskussion der Aufgabenstellungen und Auslegungsziele von Flugreglern dürfte klar geworden sein, daß es sehr schwierig ist, unter der Fülle der sehr unterschiedlichen und sich teilweise widersprechenden Forderungen einen annehmbaren Kompromiß zu finden. Noch weit schwieriger ist es, diese Forderungen in einem geschlossenen Gütfunktional, z. B. einem quadratischen Integralkriterium zusammenzufassen. Deshalb ist es auch unmöglich, das aus vielen Regelschleifen bestehende Flugregelungssystem durch Anwendung eines mathematischen Optimierungsverfahrens und Minimierung einer globalen Kostenfunktion in einem Schritt auszulegen. Der Kompromiß unter den diversen Regelungszielen und Güteforderungen kann nur in vielen Einzelschritten iterativ gefunden werden. Hierfür sind alle verfügbaren Kenntnisse über den Prozeß und alle Erfahrung über Regelungstechnische Strukturen einzusetzen. Eine Flugregler-Auslegung entspricht daher einem *trial-and-error*-Vorgehen, bei dem für die einzelnen Schritte unterschiedliche Gütekriterien und unterschiedliche Entwurfsverfahren eingesetzt werden. Die Tatsache, daß der Prozeß sich aufspalten läßt in Längs- und Seitenbewegung und in rotatorische und translatorische Freiheitsgrade, kommt einem schrittweisen Reglerentwurf entgegen und erlaubt sogar eine entsprechende hierarchische Gliederung des Regelungssystems. Ganz analog zur Prozeßstruktur läßt sich das Regelungssystem aufspalten in innere Regelschleifen zur Regelung der rotatorischen und in äußere Regelschleifen zur Regelung der translatorischen Freiheitsgrade. Entsprechend ihrer unterschiedlichen Aufgaben werden wir diese beiden Ebenen als

Flugeigenschaftsregler (Basisregler) in den [Kap. 14](#) und [15](#)

Flugbahnregler in den [Kap. 16](#) und [17](#)

behandeln. Beide unterscheiden sich sowohl bezüglich der Auslegungsziele als auch der verwendeten Regelungsverfahren. Wegen des merklichen Frequenzabstandes zwischen rotatorischen und translatorischen Vorgängen ist auch die Kopplung zwischen den inneren und äußeren Regelschleifen gering. Bei guter Dämpfung der rotatorischen Schwingungsformen beeinflussen diese die Bahnbewegung kaum. Das spricht für einen schrittweisen Aufbau des Regelungssystems von innen nach außen im Sinne einer Kaskadenregelung unter Berücksichtigung der speziellen Gegebenheiten des Mehrgrößensystems. Die inneren Regelschleifen des

Flugeigenschaftsreglers liefern die Ausgangsbasis für den Bahnregler, sie werden daher auch als „Basisregler“ bezeichnet. Eine sorgfältige Auslegung des Flugeigenschaftsreglers bezüglich Stabilisierung, Steuerverhalten und Störunterdrückung erleichtert die Flugbahnregelung wesentlich. Beim Entwurf von Basisreglern treten typische Randbedingungen auf, die beim Entwurf von Bahnreglern weniger gravierend sind. Die wichtigsten sind die folgenden:

- Wegen der großen Änderung der Flugzeugkenngrößen im gesamten Einsatzbereich müssen die Reglerparameter an den Flugzustand angepaßt werden.
- Die Eigenschaften von Stellantrieben und Steuersystemen wirken sich stark auf die inneren Regelschleifen aus, hier sind insbesondere nichtlineare Einflüsse auszugleichen.
- Es besteht die Gefahr der Kopplung der Reglerwirkung mit den Eigenschwingungen der elastischen Flugzeugzelle, diese muß durch entsprechende Maßnahmen verhindert werden.
- Das enge Zusammenwirken von Pilot und Regler bedingt nicht nur eine sorgfältige Anpassung an den Piloten, sondern auch eine je nach Aufgabenstellung verschiedene Mischung von Piloten- und Reglerkommandos, vgl. Kap.10.3.

Während bei den Flugeigenschaftsreglern die dynamischen Forderungen überwiegen (vgl. Kap.11.2), betreffen die Auslegungskriterien für Flugbahnregler vornehmlich die Genauigkeit der Einhaltung der Flugbahn und die Schaffung weicher Übergänge beim Wechsel der Flugbahn (vgl. Kap.11.3).

Einen Grenzfall zwischen beiden Hierarchieebenen stellt die Phygoidschwingung und die dazugehörigen Regelungsaufgaben dar. Einerseits ist die Verbesserung der meist recht geringen Dämpfung eine typische Basisregler-Aufgabe, andererseits handelt es sich aber um eine sehr niederfrequente Bahnschwingung, an der die Bahngrößen H und V_A beteiligt sind. Schließlich wird die Phygide wesentlich durch Rückführungen auf den Schub („Vortriebsregler“) beeinflußt, die nicht zum Basisregler zu rechnen sind.

Obwohl die Flugreglerauslegung einer starken Strukturierung unterliegt, ist für die einzelnen Entwurfsschritte die mathematische Formulierung von Gütekriterien notwendig und sinnvoll. Hierzu werden in den folgenden Abschnitten einige Anregungen gegeben.

11.4.1 Flugdynamik

Wie in Kap.11.2 ausgeführt, beinhalten die Flugeigenschaftskriterien überwiegend Forderungen zur Dynamik der rotatorischen Freiheitsgrade. Diese sind besonders wichtig für die Auslegung der inneren Regelschleifen, d. h. des Flugeigenschaftsreglers. Sie betreffen sowohl Zeitkonstanten, Frequenz und Dämpfung, als auch die gegenseitige Relation der Zustandsgrößen.

Beide Gruppen von Vorgaben haben zunächst eine gute Fliegbarkeit (*handling qualities*) durch den als Bahnregler agierenden Piloten zum Ziel. Sie sind aber ebenso wichtig zur Schaffung optimaler Ausgangsbedingungen für einen Autopiloten.

Das betrifft zunächst die Vereinheitlichung des Flugzeugverhaltens im gesamten Betriebsbereich durch weitgehende Eliminierung von Parametereinflüssen und Nichtlinearitäten. Die Reduktion der Einflüsse von Anstellwinkel- und Taumelschwingung führt zudem zu einer starken Vereinfachung der Flugzeugreaktion, so daß beispielsweise in der Seitenbewegung die ÜF $\hat{g}_{\phi\xi}$ durch ein Verhalten zweiter Ordnung angenähert werden kann.

Die Flugeigenschaftsforderungen lassen sich zum Teil durch die gewünschte Lage der Pole (und evtl. Nullstellen) der Übertragungsfunktionen ausdrücken, so daß es naheliegt, zur Reglerauslegung Verfahren der Polvorgabe einzusetzen. Wegen der vielfältigen Randbedingungen und Zusatzforderungen ist es allerdings nicht sinnvoll, feste Pollagen vorzugeben. Solche „harten“ Forderungen führen zu hoher Reglerverstärkung und Stellaktivität. Polgebiete lassen dagegen Freiräume offen zur Erfüllung zusätzlicher Kriterien und stellen somit „weiche“ Forderungen dar. Auch die Flugeigenschaftsforderungen liefern nur Richt- und Grenzwerte, diese werden besser durch gewünschte Polgebiete entsprechend Bild 11.21 wiedergegeben. Durch ansteigende Wichtung zu den Polbereichsgrenzen hin läßt sich ein Überschreiten derselben vermeiden. Auch eine Abstufung der Polgebiete nach Güteklassen in Anlehnung an /MIL-STD-1797 04/ ist denkbar.

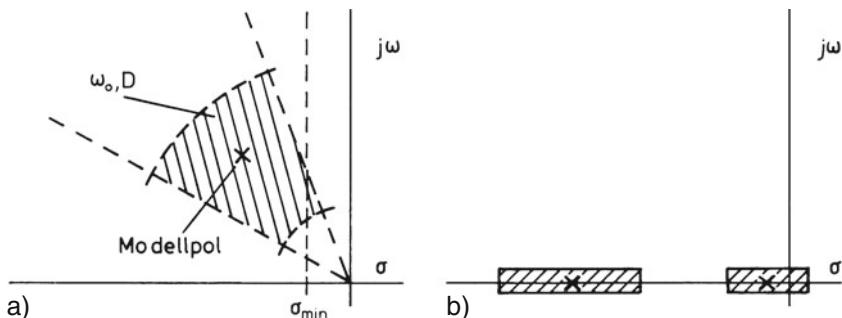


Bild 11.21 Güteforderungen, ausgedrückt in Polgebieten a) konjugiert komplexe, b) reelle Pole

Die Angleichung eines Systems an ein Modellverhalten ist äquivalent zur Minimierung eines quadratischen Gütefunktionalen /Miski 74/, so daß diese Forderungen ebenso auch durch Integralkriterien ausgedrückt werden können. Diese Bewertung liefert für eine große Klasse von Anregungssignalen (Sprung, Impuls, Sinus) sinnvolle Ergebnisse, nämlich einen einzigen Zahlenwert, der umso kleiner wird, je „besser“ das Fehlerverhalten wird, und der deshalb als Beurteilung herangezogen werden kann. In gleicher Weise kann das Stellsignal bewertet werden, um schließlich zu einem akzeptablen Kompromiß zwischen Fehlerreduktion und Stellauflauf zu gelangen. In einem Mehrgrößenregelungssystem führt dieser Ansatz zu dem bekannten Gütefunktional

$$J = \int_0^{\infty} (\underline{x}^T \underline{Q} \underline{x} + \underline{u}^T \underline{R} \underline{u}) dt \rightarrow \text{Min ,} \quad (11.4.1)$$

in dem quadratische Ausdrücke des Zustandsvektors \underline{x} und des Stellvektors \underline{u} integriert werden. Die Forderungen an das Regelungssystem sind durch die Wichtungsmatrizen \underline{Q} und \underline{R} auszudrücken. Eine Diskussion solcher Gütfunktionale findet sich in Kap.13.2.3. Es ist allerdings schwierig, einen direkten Bezug zwischen dieser relativ abstrakten Gütfunktion und physikalischen Forderungen herzustellen. Für die Wahl der Wichtungsmatrizen gibt es daher keine systematische Vorgehensweise, einige Hinweise werden in Kap.11.4.3 gegeben. Die Frage, welches numerische Verfahren zum Reglerentwurf herangezogen wird, ist gegenüber der Formulierung des Gütekriteriums zweitrangig und nur von der Verfügbarkeit wirkungsvoller Software sowie der persönlichen Erfahrung des Entwerfers abhängig. Die Verfügbarkeit eines interaktiven Rechnerentwurfs ist dabei allerdings sehr wichtig.

Forderungen zur Koordinierung mehrerer Zustandsgrößen lassen sich zwar theoretisch auch durch ein quadratisches Gütfunktional ausdrücken oder als Nullstellenverteilung formulieren, sie werden aber anschaulicher durch Eigenvektoren wiedergegeben. In der Längsbewegung wird dieser zusätzliche Aufwand dadurch umgangen, daß die Koordinierung von q_K und n_z in der fiktiven Ausgangsgröße C^* niedergelegt wird und dadurch das vektorielle Problem zu einem skalaren vereinfacht wird. Das findet seine Berechtigung darin, daß zur Regelung nur eine Stellgröße, nämlich das Höhenruder, zur Verfügung steht. In der Seitenbewegung ist eine solche Vereinfachung nicht möglich. Hier geht es um die Koordinierung zweier Freiheitsgrade mit Hilfe zweier Stellgrößen. Die Forderungen bezüglich der Amplituden- und Phasenverhältnisse, z. B. zwischen Φ und β , lassen sich durch Modell-Eigenvektoren ausdrücken, so daß der Reglerentwurf nach Verfahren der Eigenstrukturvorgabe durchgeführt werden kann. Auch diese Forderungen sind aber recht unscharf formuliert und eine Vorgabe harter Forderungen verbietet sich aus den oben genannten Gründen ebenfalls. Anstelle einer synthetischen Vorgabe fester Zahlenwerte ist also auch hier besser ein (Eigenstruktur-)Modell vorzugeben und die beste Annäherung daran zu finden. Hierfür existieren keine fertigen Verfahren, daher wird bisher ein Flugreglerentwurf mit Eigenvektorvorgabe relativ selten praktiziert, vgl. Kap.12.3.4.

Die Flugeigenschaftsforderungen sollen im gesamten Flugbereich bei begrenzter Modellkenntnis erfüllt werden, d. h. die Robustheit ist eine selbstverständliche Zusatzforderung. Die Reglerauslegung wird meist als Multimodellentwurf für eine größere Zahl repräsentativer Betriebspunkte durchgeführt. Ob das Entwurfsziel dabei ein fest eingestellter Regler ist, dessen konstante Parameter aus einem Kompromiß des Multimodellentwurfs resultieren, oder ob man die Reglerparameter meßbaren Einflußgrößen (Höhe, Machzahl u. a.) nachführt (*gain scheduling*) oder ob man schließlich einen adaptiven Regler aufbaut, ist eine Frage des Realisierungsaufwandes, der eingesetzten Technologie und des Sicherheitskonzepts.

Ein mehrzieliges Entwurfsverfahren zur Lösung komplexer, multidisziplinärer Aufgabenstellungen wurde am Institut für Robotik und Mechatronik des DLR entwickelt. Eine Softwareumgebung genannt MOPS (*Multi-Objective Parameter Synthesis*) unterstützt den Entwurfsingenieur bei der Formulierung seines Problems als mehrzielige Optimierungsaufgabe /Joos Ba 02/.

11.4.2 Störunterdrückung

Die Dämpfung der Eigenbewegungen und die Lagestabilisierung liefern schon einen wesentlichen Beitrag zur Reduzierung des Störeinflusses von Turbulenz (Böenlastminderung). Stabilisierung und Störunterdrückung werden durch die gleichen Regelschleifen bewirkt, vgl. [Kap.12](#). Der Flugeigenschaftsregler ist daher im Prinzip zugleich ein Böenlastminderungsregler.

Wie in [Kap.4.2](#) ausgeführt, lässt sich Turbulenz durch stochastische, mittelwertfreie Signale modellieren und mit Hilfe von Leistungsspektrien beschreiben. Aufgrund dieses stochastischen Charakters der Störung ist eine dementsprechende Formulierung des Gütekriteriums nötig. Ein Maß für die Böenintensität ist ihre Varianz σ^2 , die Störung der Flugzeugbewegung wird deshalb auch durch die Varianz der Zustandsgrößen bewertet, die so weit wie möglich zu reduzieren ist. Die Varianz ist als Integral über dem Quadrat der Abweichungen definiert, deshalb entspricht ihre Minimierung der Minimierung quadratischer Kostenfunktionen, wie sie auch zur Optimierung der Eigendynamik verwendet werden. Eine skalare Gütfunktion zur Bewertung eines stochastischen Signals lautet also entsprechend Gl.[11.4.1](#)

$$J = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T e^2(t) dt . \quad (11.4.2)$$

Neben der durch σ^2 ausgedrückten Störleistung ist auch die Begrenzung der Störamplituden ein wichtiges Entwurfsziel. Klassische Entwurfsverfahren zur Begrenzung des Störfrequenzgangs [/Oppelt 56/](#) wurden wieder aufgegriffen und entsprechend der heute verfügbaren Rechenkapazität ausgebaut. Die Reglerauslegung sowohl nach quadratischen Kriterien als auch nach Betragskriterien wurde unter Einführung verallgemeinerter Normen als Gütemaß zu einer umfangreichen Theorie zusammengefaßt, die unter der Bezeichnung H_2-H_∞ -Regelung bekannt geworden ist, vgl. [Kap.12.3.6](#). Diese Verfahren wurden schon erfolgreich bei der Auslegung von Flugreglern auf Störunterdrückung eingesetzt. Sie sind besonders anwenderfreundlich, wenn das Auslegungsziel durch wenige Parameter ausgedrückt werden kann, die z. B. das Verhältnis von Störunterdrückung zu Stellaktivität repräsentieren [/Müller 92/](#). Allerdings sind sie mit anderen Verfahren zu kombinieren, um weitere Flugeigenschaftsforderungen erfüllen zu können.

Da die gleichen Freiheitsgrade und Regelschleifen betroffen sind wie zur Modifizierung des Eigenverhaltens, ist jeweils ein Kompromiß zwischen den Forderungen nach Stabilisierung und Störunterdrückung zu schließen. Dieser Kompromiß kann im unteren, mittleren und höheren Frequenzbereich sehr unterschiedlich aussehen.

Regelungsverfahren, die auf einer direkten Synthese des Störverhaltens beruhen (z. B. Minimal-Varianz-Regler), sind nur dann einsetzbar, wenn die harten Forderungen durch eine weiche Modelfunktion abgemildert werden [/Haverland 88/](#).

Verfahren der Pol-Nullstellen-Kompensation versagen, da eine ausreichende Kompensation der schwingungsfähigen Bewegungsanteile bei der vorliegenden Parameterunsicherheit nicht möglich ist.

11.4.3 Bahnführung

Die naheliegenste Güteforderung für Flugbahnregler ist die nach Bahnführungsgenauigkeit. Die Minimierung der Abweichungen von einer Solltrajektorie ist ein typischer Fall für die Formulierung quadratischer Integralkriterien entsprechend Gl.11.4.1. Hierin kann der Zustandsvektor x auch durch den Vektor der Regeldifferenzen \underline{e} ersetzt werden. Die Optimierung von Flugbahnreglern geschieht vorwiegend auf der Grundlage solcher quadratischer Kostenfunktionale, allerdings ist die abstrakte Formulierung nach Gl.11.4.1 aus verschiedenen Gründen wenig geeignet. Zunächst umfassen die Güteforderungen an Flugbahnregler mehrere Kategorien, so daß ein akzeptabler Kompromiß zu finden ist zwischen

- Bahnführungsgenauigkeit,
- Optimierung des aerodynamischen Zustandes,
- Piloten- und Passagierkomfort (*ride qualities*),
- Stellaktivität (insbesondere des Triebwerksschubes).

Es ist unmöglich, diese vielfältigen Forderungen eindeutig in Wichtungsmatrizen \underline{Q} und \underline{R} umzurechnen. Umgekehrt ist der Zusammenhang zwischen den Wichtungsmatrizen und dem Ergebnis der Minimierung der Kostenfunktion bei einem Mehrgrößensystem höherer Ordnung nicht mehr durchschaubar. Es gibt deshalb keine systematische Strategie zur Wahl der Wichtungsmatrizen, so daß der Entwurf schließlich doch zu einer Iteration wird, bei der die Wichtungen im *trial-and-error*-Verfahren schrittweise modifiziert werden. Das wird umso schwieriger und aufwendiger, je größer die Zahl der zu bewertenden Größen wird. Allein in der Längsbewegung sind mindestens sieben Zustands- und (einschließlich der Trimmung) drei Stellgrößen zu bewerten, dazu kommen Triebwerkszustände und weitere Ausgangsgrößen wie z. B. Beschleunigungen. Das führt auf zwölf oder mehr Wichtungsfaktoren, eine Zahl die größer ist als die Anzahl der Rückführschleifen des Flugbahnreglers. In diesem Fall führt eine systematische Iteration der Reglerparameter schneller zum Ziel als eine Iteration der Wichtungsfaktoren.

Um den Entwurf überschaubar zu machen, ist die Zahl der Wichtungsfaktoren zu reduzieren und auf diejenigen zu beschränken, die eine direkte physikalische Interpretation zulassen. Wegen der innerhalb des Prozesses wirksamen Kopplungen wirkt sich ein solches, auf die wesentlichen Einflüsse reduziertes Gütekriterium auch auf die nicht direkt bewerteten Größen aus. Selbst die Forderung nach Wichtung aller Stellgrößen kann fallengelassen werden, wenn diese z. B. durch die Wichtung von Ableitungen der Zustandsgrößen ersetzt wird *(Miski 74)*. Im folgenden diskutieren wir ein Beispiel für ein solches, pragmatisch aufgebautes Gütekun-

tional /Schänzer 86/, in das die vier oben genannten Kategorien von Forderungen eingehen.

Die Bahnführungsgenauigkeit ist durch die Abweichungen von der Sollhöhe (ΔH) und der Sollfahrt (ΔV_A) gegeben. Eine Wichtung zwischen beiden Regelfehlern lässt sich schlüssig nur über die Gesamtenergie begründen, d. h. über den Fehler, den Abweichungen jeweils für den Energiezustand des Flugzeugs bedeuten. Wird die Gleichung für die Gesamtenergie linearisiert,

$$E_{\text{ges}} = mgH + \frac{m}{2}V_K^2 = E_0 + mg|_0 \Delta H + mV_K|_0 \Delta V_K , \quad (11.4.3)$$

so folgt als Wichtung zwischen ΔH und ΔV_A

$$\Delta H = \frac{V_K}{g} \Delta V_K \quad (11.4.4)$$

und für die Varianzen

$$\sigma_H^2 = \left(\frac{V_K}{g} \right)^2 \sigma_{V_K}^2 . \quad (11.4.5)$$

Der Wichtungsfaktor im quadratischen Gütefunktional ist also $(V_K/g)^2$, was bedeutet, daß mit wachsender Fluggeschwindigkeit die Fahrtabweichungen geringer zu wichten sind. Es bleibt zu bemerken, daß diese Überlegung sich auf V_K bezieht, aber V_A geregelt wird, so daß der Ansatz bei Anwesenheit von Wind, insbesondere in einer Windscherung, erweitert werden muß, vgl. Kap.17.2 und /König 88/. Der durch ΔH und/oder ΔV_K gegebene Energiefehler lässt sich nur mit Hilfe des Triebwerksschubes eliminieren. Während schnelle Schubkommandos großer Amplitude bei Bahnänderungen und in Scherwindsituationen erlaubt sind und auch von Piloten praktiziert werden, ist eine ständige höherfrequente Schubaktivität unerwünscht. Diese wirkt sich nachteilig auf die Lebensdauer der Triebwerke aus und beeinträchtigt die vom Triebwerk gespeisten Untersysteme zur Energieversorgung, für den Kabinendruck usw. Eine ständige Veränderung der Triebwerksdrehzahl ist zudem beunruhigend für die Passagiere.

Aus diesen Gründen werden höherfrequente Änderungen der Gesamtenergie in Kauf genommen und für die Bahnregelung in diesem Frequenzbereich ausschließlich das Höhenruder eingesetzt, während die niederfrequenten Bahn(Energie-)fehler mit dem Schub geregelt werden. Um das zu erreichen, ist im Gütefunktional nicht der Schub selbst, sondern seine zeitliche Ableitung \dot{F} zu bewerten, dadurch wird die höherfrequente Schubaktivität eingeschränkt.

Der aerodynamische Strömungszustand muß insbesondere in Manövern und bei Anflug und Landung innerhalb eines relativ engen Arbeitsbereichs gehalten werden. Über die Beziehung

$$A = \frac{\rho}{2} V_A^2 SC_A(\alpha) = mg \quad (1.2.1)$$

wird dieser sowohl durch den Anstellwinkel als auch durch die Fahrt repräsentiert, wobei der Anstellwinkel im Langsamflug die empfindlichere Größe zur Charakterisierung des aerodynamischen Zustandes ist. Es gilt mit Gl.1.2.1

$$A_0 + \Delta A = A_0 + \rho V_0 S C_{A0} \Delta V_A + \rho / 2 V_0^2 S C_{A\alpha} \Delta \alpha = mg , \quad (11.4.6)$$

daraus folgt mit $\Delta A = 0$ die Beziehung

$$\Delta \alpha = - \frac{2 C_{A0}}{C_{A\alpha}} \frac{1}{V_0} \Delta V_A \sim - \frac{\Delta V_A}{V_0} . \quad (11.4.7)$$

Es sind also alternativ $\Delta \alpha$ oder ΔV_A im Gütekriterium zu bewerten.

Der Piloten- und Passagierkomfort wird hauptsächlich durch die Beschleunigung bzw. das Lastvielfache n_z und die Drehgeschwindigkeit q_K , vor allem bei deren ständigem Wechsel beeinträchtigt. Beides wurde in Kap.11.2.1 zur fiktiven Ausgangsgröße C^* zusammengefaßt und dort schon als Größe zur Beurteilung der Fliegereigenschaften eingeführt. Diese Größe eignet sich ebenso, um bei der Optimierung der äußeren Regelschleifen den Passagierkomfort zu berücksichtigen.

Die u. a. in den FAR/CS-Richtlinien geforderten weichen Übergänge beim Wechsel der Flugbahnpараметer (V_A, H) stellen Forderungen zum dynamischen Verhalten dar. Auch die schon erwähnte Korrektur der Phygoidbewegung bedingt eine Bewertung der Bahndynamik im Gütekriterium. Das kann durch zusätzliche Wichtung der Ableitungen der bisher genannten Größen geschehen. Um die Anzahl der Wichtungsfaktoren so klein wie möglich zu halten, empfiehlt es sich, für den höherfrequenten Bereich \dot{C}^* und für den niederfrequenten \dot{H} oder \dot{V}_A zu bewerten.

Das Gütekriterium zur Auslegung eines Bahnreglers in der Längsbewegung erhält damit folgende Form

$$J = \int_{t_0}^{t_e} \left(c_1 \Delta H^2 + c_2 \dot{H}^2 + c_3 \Delta V_A^2 + c_4 C^{*2} + c_5 \dot{C}^{*2} + c_6 \dot{F}^2 + c_7 \Delta \eta^2 \right) dt \rightarrow \text{Min} . \quad (11.4.8)$$

Trotz der auch hier schon relativ großen Zahl von Wichtungsfaktoren ist dieses Gütekriterium noch überschaubar und die Iteration der Wichtungsfaktoren wird auf Grund der physikalischen Bezüge erleichtert.

Dieses verallgemeinerte Integralkriterium garantiert kein eindeutiges Ergebnis und keine Stabilität des Systems, wie es bei dem formalen Kriterium nach Gl.11.4.1 der Fall ist. Es ist daher mit Vorsicht einzusetzen und die Stabilität jeweils zu überprüfen. Es genügt nicht den formalen Anforderungen einer Optimierung mit Hilfe der Matrix-Riccati-Differentialgleichung (quadratische Optimierung), es muß daher mit Hilfe von numerischen Parametersuchverfahren minimiert werden. Das erfordert zwar einen höheren Rechenaufwand als das Matrix-Riccati-Verfahren, bietet aber den großen Vorteil, daß es nicht auf lineare Systeme beschränkt ist.

Während für eine erste Optimierung selbstverständlich vereinfachte Modelle vorzuziehen sind, kann die endgültige Regleroptimierung unter Verwendung ausführlicher, nichtlinearer Modelle erfolgen.

11.4.4 Zusammenfassung

Es ist bekannt, daß das beste Gütekriterium nicht zur Erfüllung von Forderungen führt, wenn die Regelungsstruktur hierzu nicht geeignet ist. Ein anschauliches Beispiel hierfür ist die reine Zustandsvektorrückführung, mit der stationäre Regelfehler (bei Führung oder stationären Störungen) nicht eliminiert werden können.

Die wichtigste Aufgabe vor jeder Optimierung besteht also darin, zunächst eine optimale Regelungsstruktur zu finden. Hierfür ist zuerst die Prozeßstruktur der beste Lehrmeister, das wurde schon mehrfach angedeutet. Darüber hinaus gilt es, aus Regelungstechnischer Erfahrung eine günstige Kombination bewährter Strukturen zu finden und beispielsweise Zustandsrückführung, integrierende Regelung und Vorsteuerung miteinander zu verbinden. Beides wird in den folgenden Kapiteln ausführlich behandelt.

Schließlich ist der Nachweis einer ausreichenden Regelgüte nicht mit der Minimierung eines Gütefunktional abgeschlossen, da man nie sicher sein kann, daß dieses alle Forderungen in der richtigen Wichtung zueinander berücksichtigt. Letztes Entscheidungskriterium ist immer der Zeitverlauf der Flugzeugreaktion (d.h. aller Zustandsgrößen) auf typische Führungskommandos oder Störmuster. Um den unüberschaubaren Einfluß von Vereinfachungen auszuschließen, wird man zur Beurteilung statt linearer Modellantworten stets solche aus einer möglichst vollständigen numerischen Simulation heranziehen. Eine realistische Berücksichtigung aller Prozeß- und Umwelteinflüsse gewährleistet nur der Flugversuch. Dieser ist stets nötig zur endgültigen Beurteilung und Bewertung eines Flugreglers.

In den Jahren 1996/97 wurde im Rahmen von GARTEUR (*Group for Aeronautical Research and Technology in EUROpe*) zwischen 8 Hochschulinstituten, 7 Forschungsanstalten und 8 Industriefirmen in der Action Group AG08 „*Robust Flight Control*“ ein europaweiter Wettbewerb durchgeführt mit dem Ziel, eine Vielzahl moderner Reglerentwurfsverfahren auf ihre Möglichkeiten zu prüfen, unter realistischen Bedingungen ein robustes Flugregelungssystem zu entwickeln. Hierzu wurden nichtlineare mathematische Simulationsmodelle für je ein ziviles und ein militärisches Beispieldarf vorgegeben, sowie eine realistische Standard-Flugaufgabe (Anflugbahn) und einheitliche Beurteilungskriterien definiert. Die Ergebnisse wurden in [/Magni Be 97/](#) veröffentlicht. Die GARTEUR Action Group AG11 führte zwischen 1999 und 2002 weitere Forschungsarbeiten mit dem Thema „*New Analysis Techniques for the Clearance of Flight Control Laws*“ durch. Am Beispiel eines Kampfflugzeugs wurden Analysemethoden auf ihre Eignung für den industriellen Prozeß der Freigabe (Nachweis der Übereinstimmung der Eigenschaften mit den Anforderungen) von Regelgesetzen untersucht. Die Ergebnisse sind in [/Fielding Va 02/](#) veröffentlicht, eine Übersicht gibt [/Selier Ko 03/](#). Mit der

Weiterentwicklung von Flugregler- Entwurfsverfahren befassten sich weitere GARTEUR Action Groups (AG16: *Fault Tolerant Control* seit 2004, AG17: *Nonlinear Analysis and Synthesis Techniques for Aircraft Control* seit 2005).

Literaturverzeichnis zu Kapitel 11

- Adam, V.: On-board planning and control of 4D-trajectories in the TMA. In: DLR-Mitt. 89–23, 1989.
- Bachmann, P.: Flugsicherung in Deutschland. Motorbuch Verlag, Stuttgart 2005.
- Böhret, H.: Realisierungsprobleme eines integrierten Flugregelungssystems unter besonderer Berücksichtigung gekrümmter Flugbahnenprofile. DLR Mitt. 74–29, 1974.
- Brockhaus, R.: Flugführungsprobleme des Steilanflugs. DLR-Mitteilungen 74–29 und 39–42, 1974.
- Chalk, C.R. et al.: Backround information and user's guide for MIL F-8785 B (Military specifications-flying qualities of piloted airplanes). AFFDL-TR-69-72, 1969.
- Cook, A.: European Air Traffic Management. Ashgate Publishing, Abingdon, 2007.
- Cooper, E.G., Harper, R.P.: The use of pilot rating in the evaluation of aircraft handling qualities. NASA TN D-5153, Washington 1969.
- de Boer, W.P., Schafranek, D. et al.: Final report on a simulator study into low speed longitudinal handling qualities of ACT transport aircraft. GARTEUR TP 055, NLR TP 89387L, 1990.
- Dieroff, M.: Flugführungskonzept mit GPS. DGON-Symposium „Satellitennavigation in der Flugführung“, Braunschweig 1989.
- Dippe, D.: 4D-planner – a ground-based planning system for time accurate approach guidance. In: Integrated air traffic management. DLR-Mitt. 89–23, 1989.
- Duda, H.: Fliegarbeitskriterien bei begrenzter Stellgeschwindigkeit. DLR-FB 97–15, Dissertation, TU Braunschweig 1997.
- Fielding, C., Varga, A., Bennani, S., Selier, M.: Advanced techniques for clearance of flight control laws. Springer LNCIS 283, Heidelberg 2002.
- Gibson, J.C.: The definition, understanding and design of aircraft handling qualities. Delft University of Technology, Report LR-756, Delft 1995.
- Gibson, J.C.: Development of a methodology for excellence in handling qualities design for fly by wire aircraft. Delft University Press, Delft 1999.
- Haverland, M.: Ein lernender Regler für die Flugzeuglängsbewegung. Dissertation, TU Braunschweig 1988.
- Heer, O.: Flugsicherung. Springer, Berlin 1975.
- Hodgkinson, J.: Aircraft handling qualities. AIAA Education Series. AIAA, Reston, 1998.
- Höhne, G.: Roll racheting: cause and analysis. Dissertation, TU Braunschweig 2001.
- Joos, H.-D., Bals, J.: A multi-objektive optimisation-based software environment for control systems design. 2002 IEEE International Symposium on Computer Aided Control System Design Proceedings, September 18–20, 2002. Glasgow, Scotland.
- König, R.: Beiträge zur Erhöhung der Flugsicherheit in Windscherungen. Dissertation TU Braunschweig 1988.
- Magni, J.-F., Bennani, S., Terlouw, J. (Hrsg.): Robust flight control – a design challenge. Lecture Notes in Control and Information Sciences 224. Springer, Berlin 1997.
- McRuer, D.T., Krendel, E.S.: Mathematical models of human pilot behaviour. AGARDograf Nr. 188, 1974.
- McRuer, D.T., et al.: Aviation safety and pilot control – understanding and preventing unfavourable pilot vehicle interactions. National Academy Press, Washington 1997.
- Mensen, H.: Moderne Flugsicherung. Springer, Berlin 2004.
- Miski, T.: Über die Eigenschaften der verallgemeinerten quadratischen Regelfläche. DLR-FB 74- 45, Dissertation TU Braunschweig 1974.

- Mitchel, D.G., Klyde, D.H.: A critical examination of PIO prediction criteria. AIAA-98-4335, 1998.
- Mooij, H.A.: Criteria for low speed longitudinal handling qualities of transport aircraft with closed-loop flight control systems. Dissertation, TH Delft 1984.
- Müller, K.: Minimale Realisierung von stationär genauen H_2/H_∞ -Reglern. Z. Automatisierungs-technik 40, 1992.
- Neal, T.P., Smith, R.E.: An in-flight investigation to develop control system design criteria for fighter aircraft. AFFDL-TR-70-04 Vol. 1, Wright Patterson Air Force Base, Dayton 1970.
- O'Hara, F.: Handling criteria. Journal of Royal Aeronautical Society, vol. 71, S. 271–291, 1967.
- Oppelt, W.: Kleines Handbuch technischer Regelvorgänge. Verlag Chemie, Weinheim 1956.
- Röger, W., Beh, H.: Gain and phase margin as a basis of longitudinal flying qualities evaluation. AGARD, Criteria for Handling Qualities of Military Aircraft, Conference Proceedings No. 333, 1982.
- Schänzer, G.: Design criteria for flight control systems. ICAS, paper 86-5.3.2, London 1986.
- Selier, M., Korte, U., Fielding, C., Luckner, R.: New analysis techniques for clearance of flight control laws. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Austin, Texas, 2003.
- Seidel, D., Kaufhold, R.: Kopplung von Arrival- und Departure-Manager im Rahmen des Projektes K-ATM. DFS, Informationen aus dem Bereich Forschung und Entwicklung, Ausgabe 02/06, 2006.
- Sundermeyer, P.: Untersuchungen zur Verlagerung der Pilotentätigkeit auf eine höhere hierarchische Stufe der Flugführung. Dissertation, TU Braunschweig 1980.
- Tobie, H.N., Elliot, E.M., Malcom, L.G.: A new longitudinal handling qualities criterion. Proceedings of the National Aerospace Electronics Conference S. 93–99, Dayton 1966.
- Wanner, J.C.: Étude de la sécurité des aéronefs en utilisation – ESAU. Association des Constructeurs de Materiel Aérospatial – AECMA, 1969.
- Aerospace Flight Control Systems – General Specification for Design, Installation and Test of Piloted Military Aircraft. Aerospace Standard AS 94900, Society of Automotive Engineers (SAE), 2007.
 - Background information and users guide for MIL-F-9490D (General specifications for flight control systems – design, installation and test of piloted aircraft). AFFDL-TR-74-116, 1985.
 - Certification specifications for normal, utility, aerobatic and commuter category airplanes, CS-23. European Aviation Safety Agency EASA, Brussels 2003.
 - Certification specifications for large aeroplanes, CS-25. European Aviation Safety Agency EASA, Brussels 2003.
 - Certification Specifications for All Weather Operation, CS-AWO. European Aviation Safety Agency EASA, Brussels 2003.
 - Evaluation of human exposure to whole body vibration. ISO 2631-1 Part I: General Requirements, 1985.
 - Federal aviation regulations FAR, Part 23 airworthiness standards, normal, utility and acrobatic airplanes. Federal Aviation Administration FAA, USA.
 - Federal Aviation Regulations FAR, Part 25 Airworthiness Standards, Transport Airplanes. Federal Aviation Administration FAA, USA.
 - Federal Aviation Regulations FAR, Part 33 Aircraft engines, Paragraphen 33.67 und 33.73. Federal Aviation Administration FAA, USA.
 - Flight Control Design – Best Practices. RTO-TR-029, Neuilly-Sur-Seine Cedex, 2000.
 - Guidance and control design considerations for low-altitude and terminal-area flight. AGARD CP 240, 1978.
 - Manual on „Flying Qualities Testing“. USAF-TPS, 2002.
 - Handling qualities criteria. AGARD-CP-106, 1971.
 - Handling qualities of unstable highly augmented aircraft. AGARD Advisory Report 279, 1991.
 - Joint Aviation Requirements. JAR-OPS 1, Commercial Air Transportation (Aeroplanes), Amendment 13, 1 May 2007.

- Luftfahrthandbuch der Bundesrepublik Deutschland. (AIP), Deutsche Flugsicherung GmbH, Langen 2004.
- Lufttüchtigkeitsforderungen. Deutsche Übersetzung der US Federal Aviation Regulations (FAR) Part 23 und 25, Herausgegeben vom Luftfahrt-Bundesamt, Braunschweig.
- Luftverkehrsverordnung (LuftVO). Bundesanstalt für Flugsicherung – Büro Nachrichten für Luftfahrer, Frankfurt/Main.
- Military Specification - Flight Control System – Design, Installation and Test of Piloted Aircraft. MIL-F-9490 D, US Air Force Department, 1992.
- Military Standard – Flying qualities of piloted aircraft. MIL-STD-1797A, US Air Force Department, 2004.
- Rules of the Air and Air Traffic Services. Doc. 4444-RAC/501, 13th Edition, ICAO, 1996.
- Software considerations in airborne systems and equipment certification. RTCA DO-178B, Washington, 1992.
- USAF TPS Flight test handbook. Flying qualities: Theory (Vol. 1) and Flight Test Techniques (Vol. 2). AFFTC-TIH-79-2, 1979.
- Wake Turbulence Aspects of Airbus A380-800 Aircraft. ICAO State Letter TEC/OPS/SEP-08-0294.SLG, 2008.

Kapitel 12

Regler zur Modifikation der Prozeßdynamik

In diesem Kapitel wird eine Auswahl von Reglerstrukturen und Auslegungsverfahren für die Modifikation des dynamischen Verhaltens eines Prozesses und die Reduzierung stochastischer Störungen vorgestellt. Dieses bildet die Grundlage für die Diskussion von Flugeigenschaftsreglern in [Kap.14](#). Diese Ausführungen stellen keinen Ersatz für die vielen spezialisierten Darstellungen regelungstechnischer Grundlagen dar, wie z. B. in [/Föllinger 94/](#), [/Ackermann 93/](#), [/Isermann 87/](#), [/Unbehauen 85/](#). Sie sollen vielmehr (zusammen mit [Kap.13](#)) der Orientierung über erfolgversprechende Regleransätze dienen. Auch die einheitliche Darstellungs- und Bezeichnungsweise dient der besseren Einordnung weiterführender Literatur. Regelungstechnische Grundkenntnisse werden vorausgesetzt, die wichtigsten systemtheoretischen Grundlagen sind [Kap.8.1](#) zu entnehmen.

Komplexe Regelungsaufgaben lassen keine „globalen“ Lösungswege erwarten, sondern müssen in mehrere selbständige Einzelschritte unterteilt werden:

1. Nachdem in einem ersten Schritt die Regelungsaufgabe definiert ist (vgl. [Kap.11](#)), sind zunächst relevante Regelgrößen und die einzusetzenden Meß- und Stellgrößen zu definieren.
2. Der zweite Schritt besteht in der Definition von Bewertungskriterien (Güte- oder Kostenfunktion, vgl. [Kap.11.4](#)), in der die Forderungen in mathematischer Form formuliert sind und deren Maximierung oder Minimierung der „optimalen“ Erfüllung der Regelungsaufgabe entspricht.
3. Der dritte Schritt besteht in der Entscheidung für eine Reglerstruktur, die mit geringstmöglichen Aufwand erlaubt, die Regelungsaufgaben zu erfüllen.
4. Auswahl eines Regler-Auslegungsverfahrens, mit dem automatisch oder interaktiv diejenigen Reglerparameter berechnet werden, welche die Güteforderungen erfüllen.

Die ersten drei Schritte sind voneinander abhängig, sie stellen eine typische Ingenieursaufgabe dar. Diese erfordert Intuition und erhebliche Erfahrung, nämlich

- a) regelungstechnische Erfahrung, d. h. Kenntnisse über die Vor- und Nachteile von Standardstrukturen wie PID-Regler, Kaskadenregelung, Zustandsrückführung, Vorsteuerung, Führungsgrößenfilterung usw.,

- b) flugmechanische Erfahrung, d. h. eine vertiefte Kenntnis der flugphysikalischen Zusammenhänge/Einflüsse und ihre Verwendung zur Auswahl wirksamer Regelschleifen.

Diese Schritte lassen sich daher nicht automatisieren. Erst wenn sie erfolgreich durchgeführt wurden, folgt der vierte Schritt. Da dieser die Suche nach optimalen Parametern bei festen Randbedingungen beinhaltet, lässt er sich gut automatisieren und mit Hilfe direkter Optimierung oder Parameter-Suchverfahren ausführen. Nur die Tatsache, daß das Entwurfsziel (Gütfunktion) nicht eindeutig vorgegeben werden kann, erfordert in diesem Stadium ein interaktives Eingreifen des Ingenieurs, um je nach dem Zwischenergebnis einer Optimierung entweder die Gütfunktion oder die Reglerstruktur oder gar die Regelungsaufgabe zu modifizieren. Diese Reihenfolge des Vorgehens steht ganz im Gegensatz zur theoretisch orientierten Regelungstechnik-Literatur, wo i. allg. jeweils ein (meist lineares) Regler-Entwurfsverfahren den Ausgangspunkt aller Überlegungen bildet.

Flugregler sind hierarchisch aus vielen Einzelfunktionen aufgebaut, die sowohl jede für sich, als auch gemeinsam gutes Verhalten aufweisen müssen. Jede Hierarchieebene muß bei Wegfall der übergeordneten Regelschleifen für sich oder zusammen mit dem Piloten voll funktionsfähig sein (Wechsel der Betriebsart, Teilausfall). Schon allein aus diesem Grunde sind weder ein globales Gütekriterium noch ein globaler Entwurf möglich. Statt dessen sind die einzelnen Regelschleifen schrittweise nacheinander von „innen“ nach „außen“ zu schließen. Dieser sequentielle Entwurf kommt der Tatsache entgegen, daß in jeder Hierarchieebene Größen zu begrenzen sind. Er entspricht auch der aus Sicherheitsgründen üblichen schrittweisen Inbetriebnahme von Regelschleifen bei der Flugerprobung.

Da bis heute keine allgemeine Theorie zur Regelung komplexer, nichtlinearer Prozesse existiert, können auch hier nur lineare Strukturen vorgestellt und diskutiert werden. Es wurden aber solche ausgewählt, die sich in der Flugregelung bewährt haben und die sich pragmatisch auf nichtlineare Prozesse übertragen lassen. Die linearen Ansätze sollen dabei in möglichst übersichtlicher Form grundsätzliche Zusammenhänge verstehen helfen und sie dienen zugleich einem ersten Entwurfs schritt.

Die verfügbaren Auslegungsverfahren beschränken sich auf lineare Prozesse, meist unter der Annahme exakter Modellkenntnis und störungsfreier Messung. Wegen der großen Parameterunsicherheiten kommen nur robuste Regelungsverfahren in Frage, vgl. [/Adams 94/](#), und wegen der häufig schwach gedämpften Freiheitsgrade scheiden alle Verfahren aus, die auf einer Kompensation von Parametern oder von Polen und Nullstellen beruhen. Die Wahl des Auslegungsverfahrens hängt eng mit der Formulierung der Gütforderungen zusammen. Beschränken sich die Forderungen auf Vorstellungen für Zeitkonstanten oder Frequenz und Dämpfung des Eigenverhaltens, so bietet sich die Polvorgabe an. Betreffen die Forderungen auch die Kopplung von Zustandsgrößen oder den Charakter der Bewegungsformen, so ist die Eigenstrukturvorgabe heranzuziehen. Geht es darum, einen guten Kompromiß zwischen Störreaktion und Stellaufwand zu finden, so wird man ein quadratisches Gütekriterium formulieren und dieses im Interesse einer flexiblen Handhabung mit

Hilfe von Parametersuchverfahren minimieren. Für den Entwurf möglichst robuster Regler bei Berücksichtigung maximaler Stör- und Stellamplituden hat sich schließlich die Minimierung der H_∞ -Norm bewährt. Da der Forderungskatalog recht umfangreich ist, wird man unter Umständen mehrere der oben genannten Verfahren einsetzen, um iterativ zu einem befriedigenden Ergebnis zu gelangen, vgl. z. B. [/Magni Be 97/](#).

Es werden hier keine Hinweise für den Entwurf diskreter Regleralgorithmen gegeben, diese sind vielmehr der Literatur, z. B. [/Ackermann 93/](#), [/Stearns 03/](#), zu entnehmen. Es empfiehlt sich, zunächst einen kontinuierlichen Entwurf auf der Basis physikalischer Zusammenhänge durchzuführen und daraufhin den Gesamtregler unter Beibehaltung der gefundenen Reglerstruktur zu diskretisieren. Eine Diskretisierung einzelner Regler- und Filterfunktionen, die in Reihe geschaltet sind, führt wegen mehrfacher Abtastung zu größeren Totzeiten und damit u. U. zu Stabilitätsproblemen.

12.1 Zustandsregler-Strukturen

Die Aufgabe einer Regelung besteht allgemein darin, die Ausgangsgrößen $\underline{y}(t)$ eines linearisierten, i. allg. nicht sprungfähigen Prozesses, beschrieben durch ein Zustandsraummodell mit $\underline{D} = 0$

$$\begin{aligned}\dot{\underline{x}}(t) &= \underline{A}\underline{x}(t) + \underline{B}\underline{u}(t) + \underline{E}\underline{z}(t); & \underline{x}(0) &= \underline{x}_0 \\ \underline{y}(t) &= \underline{C}\underline{x}(t)\end{aligned}\tag{12.1.1}$$

unter Einhaltung eines gewünschten Zeitverhaltens und möglichst frei von Störeinflüssen in vorgegebener Weise zu führen. Sie beinhaltet also Forderungen

- an das dynamische Verhalten und an die Störfreiheit,
- an das stationäre Verhalten bzw. an die Führungsgenaugigkeit.

Die dafür geeigneten Maßnahmen lassen sich entsprechend aufteilen und getrennt behandeln:

1. Es ist ein Regelgesetz zu suchen, das die Zustandsgrößen von einem beliebigen Anfangszustand mit vorgebarem Eigenverhalten auf den Zustand Null (Arbeitspunkt) zurückführt. Da die Wirkung abklingender Eingangssignale sich auf den Fall von Anfangszuständen zurückführen lässt, ist dieses Regelgesetz auch geeignet zur Unterdrückung stochastischer Störungen.
2. Das Regelgesetz ist so zu erweitern, daß die Ausgangsgrößen durch ein Führungssignal genau auf einen vorgegebenen neuen Wert gebracht werden oder einem Sollverlauf folgen. Das bedeutet, daß auch die Zustandsgrößen auf einen neuen bzw. wechselnden Arbeitspunkt geführt werden müssen. Analog dazu sollen bei nicht abklingenden Störungen die Zustandsgrößen oder die Ausgangsgrößen auf Null gehalten werden.

Die Voraussetzungen für die Existenz beider Regelgesetze werden im folgenden als gegeben angenommen und zwar

- die vollständige Beobachtbarkeit des Prozesses, was bedeutet, daß die vollständige Information über den Prozeßzustand aus Meßdaten ermittelbar ist,
- die vollständige Steuerbarkeit des Prozesses, d. h. daß mit den vorhandenen Stellgrößen alle Zustandsgrößen in endlicher Zeit auf beliebige Werte gebracht werden können.

Es konnte in den vorangegangenen Kapiteln gezeigt werden, daß beides im gesamten Betriebsbereich des Flugzeugs vorliegt, sofern genügend geeignete Meß- und Stellgrößen herangezogen werden. Voraussetzung für die nachfolgende Diskussion ist, daß alle dynamisch relevanten Prozeßteile im Prozeßmodell enthalten sind, das betrifft insbesondere auch das Stellsystem.

12.1.1 Zustandsvektorrückführung

Um den Zustandsvektor eines Prozesses mit vorgegebener Dynamik vom Zustand $x(t = 0)$ nach $x(t) = 0$ zu führen (erste Teilaufgabe), kommt nur eine Regelung in Frage. Da der Zustandsvektor $\underline{x}(t)$ die vollständige Information über die Vorgeschichte des Prozesses enthält, beinhaltet er auch die maximal notwendige Information, um den zukünftigen Zustandsverlauf (d. h. das Eigenverhalten) zu beeinflussen. Diese Überlegung führt auf das sehr einfache Regelgesetz¹

$$\underline{u}(t) = -\underline{K} \underline{x}(t) , \quad (12.1.2)$$

worin \underline{K} eine konstante Matrix ist. Dieses als vollständige Zustandsvektorrückführung (ZVR) bekannte Regelgesetz läßt sich verbal wie folgt ausdrücken:

Führe alle Zustandsgrößen auf alle Eingangsgrößen zurück.

Es gibt damit gleichzeitig den maximal notwendigen Regelungsaufwand an: da $\underline{x}(t)$ alle notwendigen Informationen über die Regelstrecke enthält, ist von der Rückführung weiterer Größen (z. B. $\dot{\underline{x}}(t)$) theoretisch keine Verbesserung zu erwarten. Es führt also auf einen Regler ohne Eigendynamik, wie er in Bild 12.1 zusammen mit der Strecke (in Zustandsform) dargestellt ist.

¹ Im Gegensatz zur üblichen Definition der Zustandsvektorrückführung wird in diesem Buch, wie in der „klassischen“ Darstellung üblich, eine Vorzeichenumkehr in den Regelkreis eingeführt. Dies geschieht im Interesse einer einheitlichen Schreibweise der charakteristischen Gleichung des Regelkreises bei ZVR und bei Ausgangsrückführung, sowie im Interesse einer Beibehaltung der gewohnten Darstellung des Nyquist-Stabilitätskriteriums und des dynamischen Regelfaktors, sowie deren Verallgemeinerung auf Mehrgrößensysteme. Diese Darstellung wird im gesamten Buch beibehalten, vgl. hierzu auch [Kap.2.7](#)

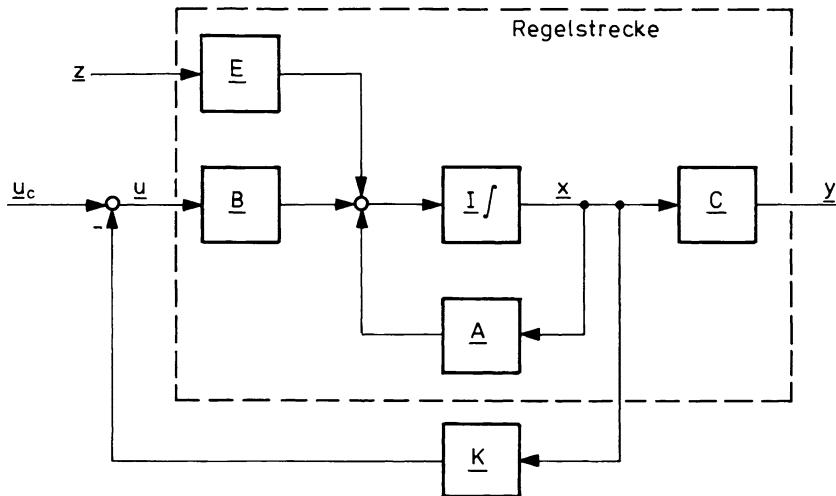


Bild 12.1 Prozeß mit Zustandsvektorrückführung

Obwohl dieser Regler nicht für die Prozeßführung geeignet ist, wurde in Bild 12.1 ein Eingang \underline{u}_c eingezeichnet. An dieser Stelle werden in Kap.13 die äußereren Regelschleifen aufgeschaltet. Der Zustandsregler liegt relativ zu diesem Eingang im Rückführzweig. Aus Bild 12.1 ist folgende Gleichung für das Regelungssystem abzulesen

$$\dot{\underline{x}}(t) = (\underline{A} - \underline{B} \underline{K})\underline{x}(t) + \underline{B} \underline{u}_c(t) + \underline{E} \underline{z}(t) \quad (12.1.3)$$

$$\underline{y}(t) = \underline{C} \underline{x}(t) . \quad (12.1.4)$$

Polverschiebbarkeit

Durch die ZVR wird nur die Dynamikmatrix modifiziert

$$\underline{A}' = \underline{A} - \underline{B} \underline{K} , \quad (12.1.5)$$

nicht aber die Eingangs- und Ausgangsmatrizen. Um die Frage zu beantworten, wie weitgehend \underline{A} modifiziert werden kann, wird das Gleichungssystem auf Regelungsnormalform transformiert (steuerbares System vorausgesetzt). Für ein Eingrößen-System braucht die Transformation nicht tatsächlich durchgeführt zu werden, da die Matrizen \underline{A}_R und \underline{b}_R bekannt sind /Ackermann 93/. Es gilt für ein Eingrößen-System bei $\underline{z} = 0$

$$\begin{aligned}\dot{\underline{x}}_R(t) &= \begin{bmatrix} 0 & 1 & \cdots & 0 \\ \vdots & & \ddots & \\ 0 & \cdots & & 1 \\ -a_0 & -a_1 & \cdots & -a_{n-1} \end{bmatrix} \underline{x}_R(t) + \begin{bmatrix} 0 \\ \vdots \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} u(t) \\ &= \underline{A}_R \underline{x}_R(t) + \underline{b}_R u(t),\end{aligned}\quad (12.1.6)$$

worin a_i die Koeffizienten des charakteristischen Polynoms der Matrix \underline{A} sind. Mit der Zustandsrückführung

$$u = -\underline{k}_R^T \underline{x}_R \quad (12.1.7)$$

lautet die neue Dynamikmatrix

$$\underline{A}'_R = \underline{A}_R - \underline{b}_R \underline{k}_R = \begin{bmatrix} 0 & 1 & \cdots & 0 \\ \vdots & & \ddots & \\ 0 & \cdots & & 1 \\ -(a_0 + k_{R_1}) & -(a_1 + k_{R_2}) & \cdots & -(a_{n-1} + k_{R_n}) \end{bmatrix} \quad (12.1.8)$$

und die charakteristische Gleichung des Regelungssystems

$$(a_0 + k_{R_1}) + (a_1 + k_{R_2}) s + \dots + (a_{n-1} + k_{R_n}) s^{n-1} + s^n = 0. \quad (12.1.9)$$

Das bedeutet, daß alle Koeffizienten der charakteristischen Gleichung unabhängig voneinander modifizierbar sind. Die Folgerung daraus lautet:

Durch vollständige Zustandsvektorrückführung (ZVR) auf eine einzige Stellgröße sind alle Wurzeln der charakteristischen Gleichung unabhängig von einander und theoretisch beliebig modifizierbar.

Das wird auch am SFD von Bild 12.2 deutlich, in dem die äußeren Rückführungen als Parallelwege zu den „inneren Rückführungen“ a_i erscheinen.

Sind mehrere Stellgrößen verfügbar, so ist die Vorgabe für die Rückführung \underline{K} nicht mehr eindeutig, das charakteristische Polynom ist durch beliebig viele Matrizen \underline{K} erreichbar. Es müssen dann neben der Beeinflussung des Eigenverhaltens noch weitere Forderungen aufgestellt werden, z. B.:

- eine gewünschte Verteilung der Stellamplituden bzw. der Stellenergie auf die verschiedenen Stellgrößen,
- eine Beeinflussung der Nullstellen der verschiedenen ÜF' en oder der Eigenvektoren von \underline{A} (Eigenstrukturvorgabe),

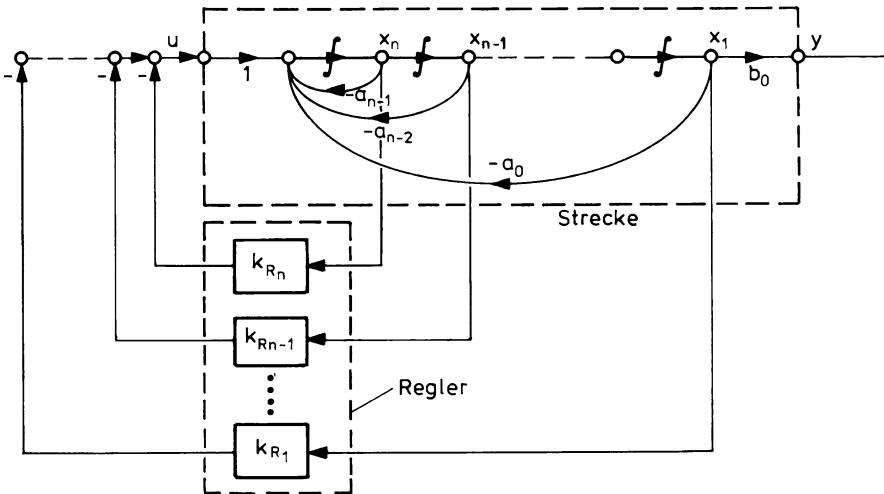


Bild 12.2 Zustandsvektorrückführung in Regelungsnormalform

- Entkopplung von Übertragungswegen, z. B. durch Verschieben von ÜF-Nullstellen in den Koordinatenursprung,
- Erreichen möglichst großer Parameterunempfindlichkeit oder Robustheit des Regelungssystems.

Einige dieser Maßnahmen werden später diskutiert.

Beeinflussung von Nullstellen

Nachdem festgestellt wurde, daß die Pole der ÜF'nen beliebig verschiebbar sind, entsteht die Frage, ob bei der ZV-Rückführung auch die Nullstellen der ÜF'nen verändert werden. Bei ZVR auf eine Stellgröße lautet die Ausgangsgleichung in der Regelungsnormalform unverändert

$$y = \underline{c}_R^T \underline{x}_R = [b_0 \ b_1 \ \cdots \ b_{n-1}] \underline{x}_R . \quad (12.1.10)$$

In der Dynamikmatrix \underline{A}_R wird nach Gl.12.1.8 nur die letzte Zeile verändert, sie behält also Regelungsnormalform. Die Elemente von \underline{c}_R^T und \underline{A}'_R sind gleich den Zähler- und Nennerkoeffizienten der ÜF des Regelungssystems. Daraus folgt, daß bei ZVR auf eine Eingangsgröße die Pole, nicht aber die Nullstellen der ÜF modifiziert werden. Bei einer ZVR auf mehrere Stellgrößen werden dagegen in der Dynamikmatrix mehrere Zeilen verändert, so daß sie ihre Regelungsnormalform verliert. Um \underline{A}' wieder auf Regelungsnormalform zu bringen, ist eine erneute Transformation nötig, wodurch sich wegen $\underline{C}_R = \underline{C} T^{-1}$ auch die Elemente von \underline{C} und damit die Zählerkoeffizienten der ÜF'nen ändern. Im Mehrgrößensystem werden also auch die Nullstellen der ÜF'nen modifiziert. Im Mehrgrößensystem treten Kopplungen infolge

Produktbildung zwischen den einzelnen Rückführungen im Nenner der ÜF'en auf. Das läßt sich an der Übertragungsmatrix (vgl. Kap.8.1.3) des Regelungssystems ablesen

$$\hat{G}(s) = \underline{C}(\underline{sI} - \underline{A} + \underline{B} \underline{K})^{-1} \underline{B} . \quad (12.1.11)$$

Bei der Bildung der Inversen treten sowohl im gemeinsamen Nenner (Determinante) als auch in den Elementen der Zählermatrix (Adjungierte) Produkte der Reglerelemente k_{ij} auf. Damit läßt sich allgemein feststellen:

In Mehrgrößensystemen können neben den Polen auch die Nullstellen der Übertragungsfunktionen modifiziert werden.

Eine detaillierte Betrachtung, insbesondere wie Nullstellen durch einzelne Rückführungen beeinflußt werden können, ist in /Kwakernaak Si 72/ zu finden.

Reale Randbedingungen

Die „beliebige“ Polverschiebbarkeit bei ZVR unterliegt allerdings praktischen Einschränkungen. Um das natürliche Verhalten eines Prozesses stark zu verändern, sind große Rückführverstärkungen nötig. Nach Gl.12.1.5 ist die Reglerverstärkung proportional der Differenz zwischen vorhandener und gewünschter Dynamikmatrix

$$\underline{B} \underline{K} = \underline{A} - \underline{A}' . \quad (12.1.12)$$

Die Stellaktivität ist wiederum proportional der Rückführverstärkung. Nach Bild 12.3 gilt

$$\underline{u} = \underline{u}_c - \underline{K}(\underline{n} + \underline{x}) , \quad (12.1.13)$$

worin \underline{x} entsprechend Gl.12.1.3 vom Störvektor (Prozeßrauschen) \underline{z} abhängig ist und \underline{n} der Vektor der Meßstörungen (Meßrauschen) ist. Hieran ist erkennbar, daß

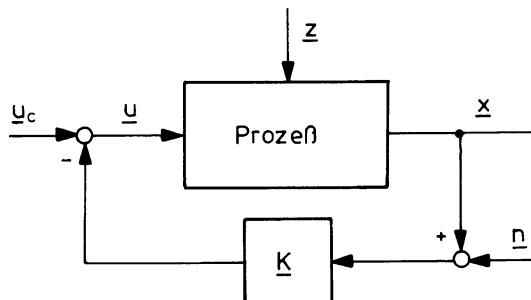


Bild 12.3 Einfluß von Prozeß- und Meßrauschen

insbesondere das stets vorhandene Meßrauschen hohe Reglerverstärkung verbietet, vgl. Kap. 12.1.3. Hohe Stellamplituden und Stellgeschwindigkeiten führen außerdem zum Verlassen des Linearitätsbereichs oder zum Erreichen natürlicher Begrenzungen. Das wird besonders deutlich, wenn ein Prozeß wesentlich „schneller“ gemacht werden soll, als es seinem natürlichen Verhalten entspricht.

Das Eigenverhalten ist also selbst bei Meßbarkeit aller Zustandsgrößen nur in einem technisch sinnvollen Bereich modifizierbar, d. h. die Pole der ÜF'nen können nur begrenzt verschoben werden. Der Vorteil der ZVR als optimale Reglerstruktur liegt darin begründet, daß die Gesamtinformation über den Prozeß verwendet wird, um diesen über die vorhandenen Stellgrößen zu beeinflussen. Die Vorschrift, alle Zustandsgrößen zurückzuführen, beschränkt sich aber nicht auf die Zustände der Regelstrecke im engeren Sinn, sondern muß auf die Zustände des Stell- und Meßsystems ausgedehnt werden, sofern diese nicht so „schnell“ sind, daß ihr dynamisches Verhalten vernachlässigt werden kann. Das gilt auch für die den Prozeß beeinflussenden Stör- und Führungsprozesse und führt schließlich zu einem verallgemeinerten Ansatz für die Stör- und Führungsgrößenaufschaltung in Kap. 13.

Ein Prozeß, der beispielsweise durch ein PT₂-Verhalten angenähert wird, kann daher bei genauerer Betrachtung leicht zehn oder mehr Zustandsgrößen haben. Da die Zustandsgrößen von Meßgebern, Störprozessen usw. aber häufig nicht meßbar sind, muß man sich in den meisten Fällen mit einer „unvollständigen“ ZVR begnügen.

12.1.2 Ausgangsrückführung

Mit Gl. 12.1.8 wurde gezeigt, daß mit einer vollständigen Zustandsvektorrückführung die Pole einer Strecke mit der ÜF (Regelungsnormalform in Bild 12.2)

$$\hat{g}(s) = \frac{y(s)}{u(s)} = \frac{b_0}{a_0 + a_1s + \dots + a_{n-1}s^{n-1} + s^n} \quad (12.1.14)$$

„beliebig“ verschoben werden können. In Bild 12.2 werden x_1 und dessen $n - 1$ Ableitungen zurückgeführt. Die ZVR kann daher auch als PD_{n-1}-Regler aufgefaßt werden. Das Regelgesetz lautet laplace transformiert

$$\begin{aligned} u(s) &= -[k_{R_1}x_1(s) + k_{R_2}x_2(s) + \dots + k_{R_n}x_n(s)] \\ &= -[k_{R_1} + sk_{R_2} + \dots + s^{n-1}k_{R_n}]x_1(s) \\ &= -\hat{k}_R(s)x_1(s) = -\hat{k}(s)y(s). \end{aligned} \quad (12.1.15)$$

Faßt man Regler und Strecke zur ÜF des offenen Kreises $\hat{f}_0(s)$ zusammen

$$\hat{g}(s)\hat{k}(s) = \frac{k_{R_1} + sk_{R_2} + \dots + s^{n-1}k_{R_n}}{a_0 + a_1s + \dots + a_{n-1}s^{n-1} + s^n} = \hat{f}_0(s), \quad (12.1.16)$$

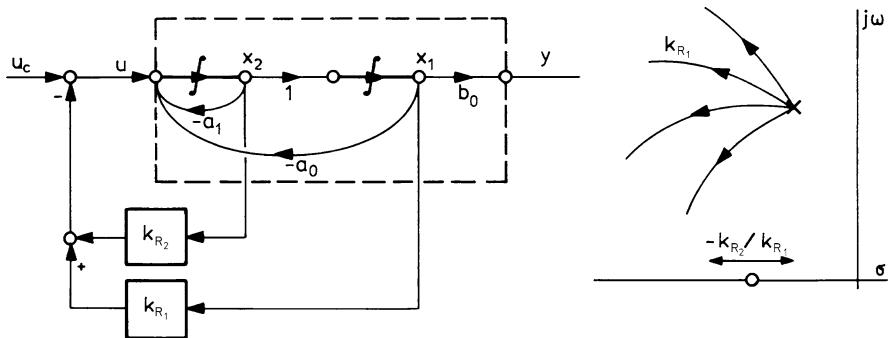


Bild 12.4 PT₂-Strecke mit ZVR, a) Blockschaltbild, b) Wurzelortskurven (WOK)

so wird ersichtlich, daß bei vollständiger ZVR die ÜF $\hat{f}_0(s)$ stets einen Polüberschuß von $d = n - m = 1$ hat. Für die PT₂-Strecke von Bild 12.4 mit dem Übertragungsverhalten

$$y(s) = \frac{b_0}{a_0 + a_1 s + s^2} u(s) = \hat{g}(s) u(s) \quad (12.1.17)$$

entspricht eine vollständige ZVR

$$u(s) = -k_{R_1} x_1(s) - k_{R_2} x_2(s) = -(k_{R_1} + k_{R_2} s) x_1(s) \quad (12.1.18)$$

einer PD-Ausgangsrückführung. Für den geschlossenen Kreis erhält man

$$y(s) = \frac{b_0}{(a_0 + k_{R_1}) + (a_1 + k_{R_2})s + s^2} u_c(s) . \quad (12.1.19)$$

Die ZVR modifiziert Eigenfrequenz und Dämpfung der Strecke wie folgt

$$\omega_0^2 \text{Kreis} = a_0 + k_{R_1} , \quad (12.1.20)$$

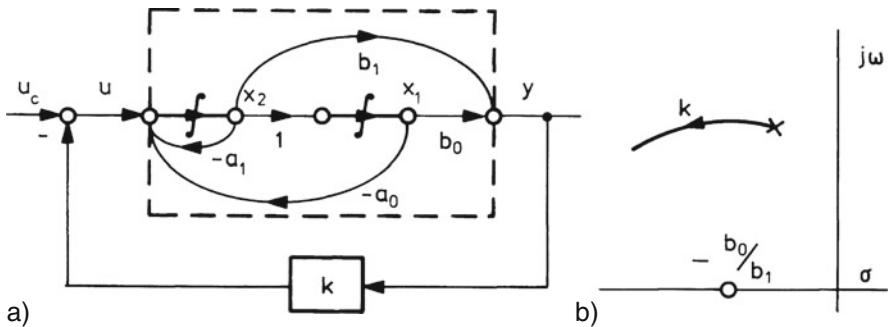
$$2\sigma_{\text{Kreis}} = -(a_1 + k_{R_2}) , \quad (12.1.21)$$

$$D = -\frac{\sigma}{\omega_0} = \frac{1}{2} \frac{a_1 + k_{R_2}}{\sqrt{a_0 + k_{R_1}}} . \quad (12.1.22)$$

Beide sind unabhängig voneinander modifizierbar. Die WOK in Bild 12.4b zeigt, daß durch Variation von k_{R_2} (Verschieben der Reglernullstelle in Gl.12.1.18) und k_{R_1} die gesamte Wurzelortebene erreichbar ist.

Enthält die Regelstrecke selbst einen Vorhalt, so ist auch bei P-Rückführung eine Dämpfungserhöhung zu erreichen, allerdings gibt es nur noch einen freien Parameter (s. u.). Für die in Bild 12.5 gezeigte PDT₂-Strecke gilt

$$y(s) = \frac{b_0 + b_1 s}{a_0 + a_1 s + s^2} u(s) = \hat{g}(s) u(s) . \quad (12.1.23)$$

Bild 12.5 PDT₂-Strecke mit P-Regler, a) Blockschaltbild, b) WOK ($d = 1$)

Wird diese mit einer konstanten Ausgangsrückführung versehen, so hat die ÜF des offenen Kreises ebenfalls einen Polüberschuß von eins

$$\hat{f}_0(s) = \frac{k(b_0 + b_1 s)}{a_0 + a_1 s + s^2} = k\hat{g}(s). \quad (12.1.24)$$

Für den geschlossenen Kreis gilt jetzt

$$y(s) = \frac{\hat{g}(s)}{1 + k\hat{g}(s)} u_c(s) = \frac{b_0 + b_1 s}{(a_0 + kb_0) + (a_1 + kb_1)s + s^2} u_c(s). \quad (12.1.25)$$

Der Zähler der Strecken-ÜF bleibt erhalten, beide Nennerkoeffizienten werden modifiziert. Eigenfrequenz und Dämpfung ergeben sich jetzt zu

$$\omega_0^2 \text{Kreis} = a_0 + kb_0, \quad (12.1.26)$$

$$2\sigma_{\text{Kreis}} = -(a_1 + kb_1), \quad (12.1.27)$$

$$D = \frac{1}{2} \frac{a_1 + kb_1}{\sqrt{a_0 + kb_0}}. \quad (12.1.28)$$

Sie können nicht mehr unabhängig voneinander eingestellt werden, da nur ein Reglerparameter vorliegt. Das Ergebnis ist von den Zählerparametern b_0 und b_1 der Strecken-ÜF abhängig. Trotzdem werden Dämpfung und Eigenfrequenz verbessert, sofern die Nullstelle der Strecken-ÜF in der linken Halbebene liegt. Die Reglerwirkung ist jetzt abhängig von den Voraussetzungen, die die Strecke liefert.

Diese Feststellung lässt sich verallgemeinern. Wird eine Regelstrecke n -ter Ordnung mit der ÜF

$$\hat{g}(s) = \frac{b_0 + b_1 s + \dots + b_m s^m}{a_0 + a_1 s + \dots + a_{n-1} s^{n-1} + s^n} \quad (12.1.29)$$

mit einer Ausgangsrückführung verknüpft, die der folgenden Regler-ÜF entspricht

$$k(s) = k_1 + k_2 s + \dots + k_{n-m} s^{n-m-1}, \quad (12.1.30)$$

so hat die ÜF des offenen Regelkreises ebenfalls einen Polüberschuß von $d = 1$, es gilt

$$\begin{aligned} \hat{f}_0(s) &= \hat{g}(s)k(s) = \frac{(b_0 + \dots + b_m s^m)(k_1 + \dots + k_{n-m} s^{n-m-1})}{a_0 + a_1 s + \dots + a_{n-1} s^{n-1} + s^n} \\ &= \frac{b_0 k_1 + \dots + b_m k_{n-m} s^{n-1}}{a_0 + a_1 s + \dots + a_{n-1} s^{n-1} + s^n}. \end{aligned} \quad (12.1.31)$$

Da der Regler nur $n - m$ Koeffizienten hat, können nur noch $n - m$ Pole der Strecken-ÜF unabhängig voneinander modifiziert werden. Solange die Nullstellen der Strecken-ÜF in der linken Halbebene liegen (Minimalphasensystem), kann aber auch mit diesem eingeschränkten Regler die Gesamtdämpfung des Systems verbessert werden. Die WOK'n in Bild 12.5b und Bild 12.6 (deren Reihe sich beliebig fortsetzen lässt) zeigen, daß bei $d = 1$ der Polschwerpunkt sich nach links verschiebt und die einzige WOK-Asymptote für $k \rightarrow \infty$ die negativ reelle Achse ist. Diese Überlegung führt zu der allgemeinen Feststellung:

Ist die ÜF des offenen Regelkreises ein Minimalphasensystem mit einem Polüberschuß von $d = 1$, so wird bei Schließen des Regelkreises der Polschwerpunkt nach links verschoben, die entsprechende Rückführung erhöht die Gesamtdämpfung des Systems.

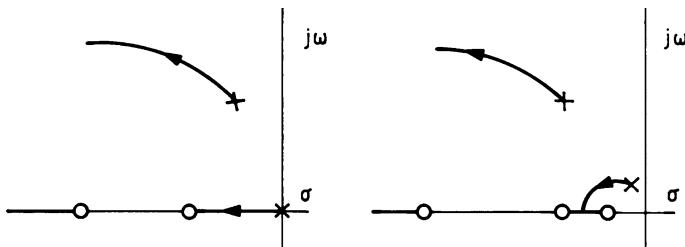


Bild 12.6 Wurzelortskurven bei Polüberschuß $d = 1$

In Kap.8.3.2 wurde festgestellt, daß der Polüberschuß einer Strecken-ÜF direkt im SFD abgelesen werden kann. Eine ÜF mit $d = 1$ ist demnach dadurch gekennzeichnet, daß es zwischen Eingangs- und Ausgangsgröße im SFD mindestens einen Verbindungsweg gibt, der nur über einen Integrator läuft, wie in Bild 12.7 angedeutet. Diese Tatsache ist unabhängig von den übrigen Verbindungen im SFD. Daraus läßt sich allgemein folgern:

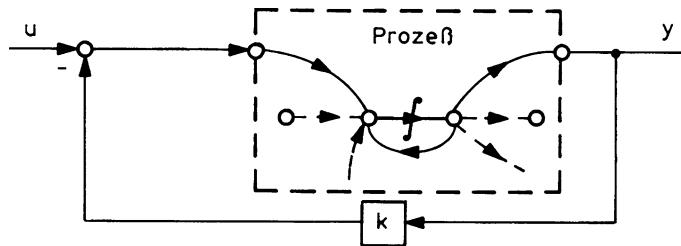


Bild 12.7 Rückführung über einen Übertragungsweg mit $d = 1$

Besteht im SFD der Strecke zwischen Stell- und Meßgröße eine wirksame Verbindung, die über maximal einen Integrator läuft, so kann mit einer P-Rückführung über diesen Übertragungsweg die Gesamtdämpfung des Systems verbessert werden, allerdings nur im Rahmen der Verstärkung dieser Verbindung.

Hat dagegen die ÜF des offenen Kreises $\hat{f}_0(s)$ einen Polüberschuß von $d > 1$, so gilt für die Wurzelortskurven bei

- $d = 2$: die beiden Asymptoten sind gleich der Parallelen zur imaginären Achse, die durch den Wurzelschwerpunkt verläuft, der Polschwerpunkt bleibt konstant,
- $d = 3$: die drei Asymptoten sind Geraden, die vom Wurzelschwerpunkt unter Winkeln von $\pm 60^\circ$ und 180° zur positiv reellen Achse verlaufen, der Polschwerpunkt wandert nach rechts.

Diese Reihe lässt sich beliebig fortsetzen. Mit wachsendem Polüberschuß der Strecken-ÜF nehmen also die Stabilisierungsprobleme zu. Rückführungen über eine ÜF mit $d \geq 2$ (z. B. von „äußerem“ Zustandsgrößen der Flugbahn) erfordern stets zusätzliche, stabilisierende Rückführungen.

Auch ein zu geringer Polüberschuß kann nachteilig sein. Für $d = 0$ wie in Bild 12.8 (z. B. bei Rückführung von Beschleunigungskomponenten) wandern alle Pole zu den Nullstellen, es gibt keine WOK-Asymptote mehr. Das führt i. allg. zur Überdämpfung des Systems, d. h. zur Reduzierung seiner Bandbreite.

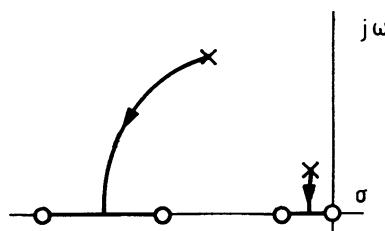


Bild 12.8 Wurzelortskurve bei Polüberschuß $d = 0$

12.1.3 Der dynamische Regelfaktor

Die Wirksamkeit einer einzelnen Rückführung wollen wir an Hand von Bild 12.9 diskutieren. Es zeigt einen allgemeinen Regelkreis mit Regler in der Rückführung, wie er auch für eine ZVR typisch ist. Bei offener Rückführung gilt

$$y(s) = \hat{g}(s)u(s) + \hat{g}_z(s)z(s) \quad (12.1.32)$$

mit

$$u(s) = u_c(s) - \hat{k}(s)(y(s) + n(s)) \quad (12.1.33)$$

und nach Schließen des Kreises (das Argument s ist weggelassen)

$$y = \frac{\hat{g}}{1 + \hat{g}\hat{k}}u_c + \frac{\hat{g}_z}{1 + \hat{g}\hat{k}}z - \frac{\hat{g}\hat{k}}{1 + \hat{g}\hat{k}}n. \quad (12.1.34)$$

Der gemeinsame Faktor der ÜF'en des geschlossenen Regelkreis lautet

$$\hat{r}(s) = \frac{1}{1 + \hat{g}(s)\hat{k}(s)} = \frac{1}{1 + \hat{f}_0(s)}. \quad (12.1.35)$$

Er wird „dynamischer Regelfaktor“ genannt und ist ein allgemeines Maß für die Wirksamkeit einer Regelung. Er ist nach Gl. 12.1.34 u. a. gleich dem Verhältnis der Störreaktion von geschlossenem zu offenem Regelkreis

$$\hat{r}(s) = \frac{y(s) \text{ mit Regelung}}{y(s) \text{ ohne Regelung}}. \quad (12.1.36)$$

Für eine ideale Unterdrückung der Störung z ist also anzustreben, daß $\hat{r}(j\omega)$ im gesamten Frequenzbereich gegen null geht. Das wird um so besser erreicht, je größer $\hat{k}(j\omega)$ wird.

Jede Messung ist mit Fehlern und Störrauschen behaftet, die hier mit $n(s)$ modelliert werden. Nach Gl. 12.1.34 ist deren Wirkung auf die Ausgangsgröße beschrieben

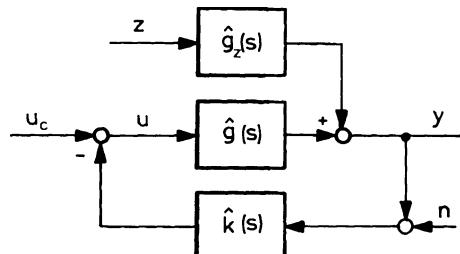


Bild 12.9 Regelkreis mit Regler in der Rückführung

durch die Gleichung

$$y(s) = \frac{\hat{g}(s)\hat{k}(s)}{1 + \hat{g}(s)\hat{k}(s)} n(s) = (\hat{r}(s) - 1)n(s), \quad (12.1.37)$$

d. h. sie wird um so größer, je kleiner $\hat{r}(s)$ ist.

Schließlich ist die Stellaktivität zu begrenzen. Aus Gl. 12.1.33 und 12.1.34 folgt für die Stellgröße im geschlossenen Kreis

$$\begin{aligned} u &= u_c - \hat{k} \left[\frac{\hat{g}}{1 + \hat{g}\hat{k}} u_c + \frac{\hat{g}_z}{1 + \hat{g}\hat{k}} z - \frac{\hat{g}\hat{k}}{1 + \hat{g}\hat{k}} n \right] - \hat{k}n \\ &= \frac{1}{1 + \hat{g}\hat{k}} u_c - \frac{\hat{g}_z\hat{k}}{1 + \hat{g}\hat{k}} z - \frac{\hat{k}}{1 + \hat{g}\hat{k}} n. \end{aligned} \quad (12.1.38)$$

Eine am Streckeneingang wirkende Störgröße (d. h. $\hat{g}_z = \hat{g}$) erzeugt demnach folgendes Stellsignal

$$u(s) = -\frac{\hat{g}(s)\hat{k}(s)}{1 + \hat{g}(s)\hat{k}(s)} z(s) = (\hat{r}(s) - 1)z(s). \quad (12.1.39)$$

Eine am Streckenausgang wirkende Störgröße (d. h. $\hat{g}_z = 1$) erzeugt dagegen

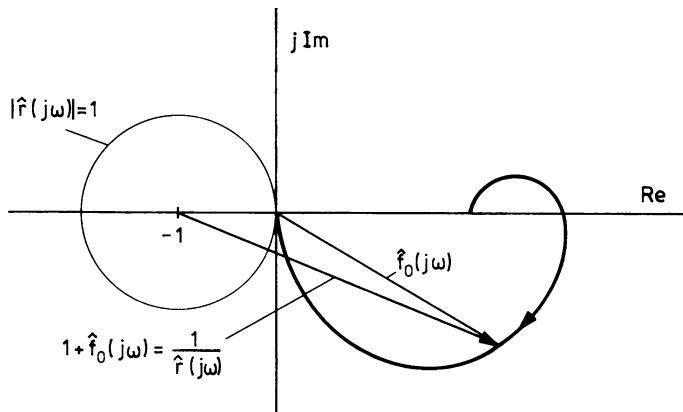
$$u(s) = -\frac{\hat{k}(s)}{1 + \hat{g}(s)\hat{k}(s)} z(s) = \hat{k}(s)\hat{r}(s)z(s), \quad (12.1.40)$$

d. h. die gleiche Stellaktivität wie das Meßrauschen $n(s)$. Da $\hat{r}(s)$ und $\hat{r}(s) - 1$ nicht gleichzeitig minimiert werden können, ist stets ein Kompromiß zwischen Störunterdrückung und Stellaktivität zu schließen.

Im realen Fall strebt der Frequenzgang $\hat{f}_0(j\omega)$ mit wachsender Frequenz gegen null. Daraus folgt für den Grenzwert des dynamischen Regelfaktors

$$\lim_{\omega \rightarrow \infty} |\hat{r}(j\omega)| = \lim_{\omega \rightarrow \infty} \left| \frac{1}{1 + \hat{f}_0(j\omega)} \right| = 1. \quad (12.1.41)$$

Hiermit ist ausgesagt, daß für $\omega \rightarrow \infty$ jede Reglerwirkung aufhört. Das frequenzabhängige Verhalten von $\hat{r}(j\omega)$ läßt sich sehr einfach aus dem Nyquist-Diagramm ablesen. In Bild 12.10 ist eine Frequenzgangortskurve (FOK) des offenen Kreises für den Fall $d = 1$ gezeigt (die FOK läuft in diesem Fall für $\omega \rightarrow \infty$ unter -90° in den Koordinatenursprung ein). Der Kehrwert von $\hat{r}(j\omega)$ ist gleich dem Vektor vom Punkt $(-1, j0)$ zur FOK. Soll $|\hat{r}(j\omega)| < 1$ im gesamten Frequenzbereich gelten, so muß die FOK $\hat{f}_0(j\omega)$ vollständig außerhalb des Einheitskreises um den Punkt $(-1, j0)$ verlaufen. Aus Bild 12.10 geht hervor, daß das bei $d = 1$ leicht zu realisieren ist. Wir können also allgemein feststellen:

Bild 12.10 Nyquistortskurve für $d = 1$

Hat die ÜF des offenen Kreises einen Polüberschuß von $d = 1$ (das ist für vollständige ZVR stets der Fall), so ist problemlos erreichbar, daß der Frequenzgang des dynamischen Regelfaktors im gesamten Frequenzbereich (außer $\omega \rightarrow \infty$) kleiner als eins wird.

Die Optimalität des Riccati-Reglers ist auch an dem dynamischen Regelfaktor abzulesen. Eine Zustandsrückführung $u = -\underline{k}^T \underline{x}$, die das Gütefunktional

$$J = \int_0^\infty (q \underline{x}^T \underline{c} \underline{c}^T \underline{x} + r u^2) dt \quad (12.1.42)$$

mit den Wichtungsfaktoren q und r für eine Eingrößenstrecke

$$\begin{aligned} \dot{\underline{x}}(t) &= \underline{A} \underline{x}(t) + \underline{b} u(t) \\ y(t) &= \underline{c}^T \underline{x}(t) \end{aligned} \quad (12.1.43)$$

nach Gl. 12.1.1 minimiert, erfüllt nach Kalman /Bryson Ho 75/ die Beziehung

$$|\hat{r}(j\omega)|^2 = \frac{1}{1 + q/r |\underline{c}^T (j\omega \underline{I} - \underline{A})^{-1} \underline{b}|^2}. \quad (12.1.44)$$

Da q/r stets positiv ist, gilt für alle ω demnach bei ZVR

$$|\hat{r}(j\omega)|^2 \leq 1. \quad (12.1.45)$$

Die ZVR ist also ein theoretisch ideales Regelgesetz, das im gesamten Frequenzbereich zur Verbesserung des dynamischen Verhaltens führt. Diese Aussage gilt parallel zu der früher gemachten Feststellung, daß bei vollständiger ZVR alle Pole des Systems beliebig beeinflußbar und damit sämtlich nach links verschiebbar sind.

Gilt in Gl.12.1.34 $\hat{r}(j\omega) < 1$, so wird im gesamten Frequenzbereich eine Störunterdrückung erreicht. Da als einzige Voraussetzung dafür der Polüberschuß der ÜF des offenen Kreises $d = 1$ sein muß, ist nach dem bisher Gesagten klar, daß eine vollständige ZVR im gesamten Frequenzbereich auch eine Störunterdrückung herbeiführt.

Im allgemeinen ist aber eine ideale ZVR nicht realisierbar, da die Zustandsgrößen des Meß- und Stellsystems oder anderer (evtl. vernachlässigter) Teilprozesse nicht gemessen werden können. Infolge solcher zusätzlicher Verzögerungen in der realen Regelstrecke ist selbst bei ZVR der Polüberschuß in $\hat{f}_0(s)$ größer als eins. Diesen Fall veranschaulicht das Nyquist-Diagramm von Bild 12.11. Die FOK dringt jetzt in den Einheitskreis um den Punkt $(-1, j0)$ ein, und es gibt einen Frequenzbereich, in dem $|\hat{r}(j\omega)| > 1$ wird. In diesem Bereich verschlechtert der Regler das Verhalten der Regelstrecke, was sich u. a. in einer Resonanzüberhöhung des Störfrequenzgangs äußert.

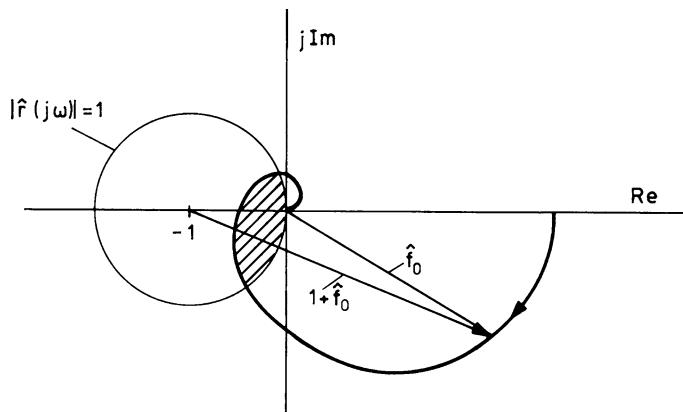


Bild 12.11 Nyquistortskurve für $d > 1$

Im Bodediagramm von $\hat{r}_0(j\omega)$ werden die drei Bereiche unterschiedlicher Reglerwirksamkeit besonders deutlich, einen typischen Verlauf für $d \geq 2$ zeigt Bild 12.12. Im realen Fall gilt daher allgemein der „Satz von der Erhaltung des Ärgers“ /Grübel 77/

Die durch Regelung in einem Frequenzbereich erzielte Verbesserung muß immer durch Verschlechterung in einem anderen Frequenzbereich erkauft werden.

Diese Ausführungen lassen sich selbstverständlich auch auf Mehrgrößensysteme erweitern, allerdings müssen wir hier auf eine ausführliche Darstellung verzichten und auf die Literatur verweisen /Müller 92/.

Die Diskussion der ÜF des offenen Kreises erbrachte die Feststellung, daß diese im Idealfall

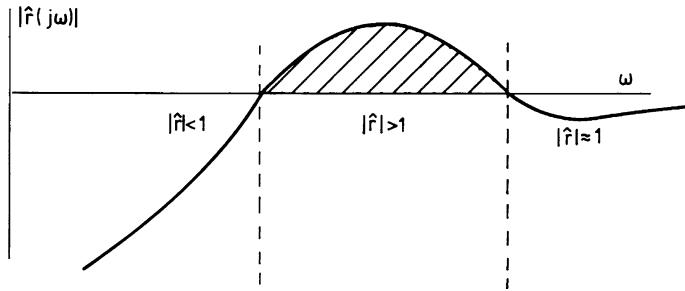


Bild 12.12 Typischer Verlauf des Abweichungsfrequenzgangs $\hat{r}(j\omega)$

- einen Polüberschuß von $d = 1$ und
- hohe Verstärkung im gesamten Frequenzbereich

haben soll, um ein gutes Regelergebnis zu erzielen. Je mehr die ÜF der Strecke diesem Ideal nahekommt, um so geringer können Verstärkung und Vorhaltbildung im Regler sein. Nach Gl. 12.1.34 und 12.1.38 fällt der zu schließende Kompromiß zwischen Modifizierung der Dynamik und resultierender Stellaktivität um so günstiger aus, je größer $\hat{g}(s)$ und je kleiner $\hat{k}(s)$ in dem Produkt $\hat{g}(s)\hat{k}(s)$ werden. Unter diesen Gesichtspunkten wurden schon in Kap. 8.5 günstige Übertragungswege innerhalb des Prozesses Flugzeugbewegung zusammengestellt.

12.1.4 Einfluß von Allpaßverhalten

Allpaßverhalten ist gekennzeichnet durch Nullstellen der ÜF in der rechten s -Halbebene. Die ÜF eines reinen Allpasses hat Nullstellen mit positivem Realteil, die symmetrisch zu den Polen liegen, wie in Bild 12.13a für einen Allpaß erster Ordnung mit der ÜF

$$\hat{g}(s) = \frac{1 - Ts}{1 + Ts} \quad (12.1.46)$$

gezeigt. Hat die ÜF eine ungerade Anzahl positiver Nullstellen, so haben Anfangs- und Endwert der Sprungantwort entgegengesetztes Vorzeichen, die Antwort schlägt zunächst nach der „falschen“ Seite aus, wie in Bild 12.13b. In diesem Fall kann der Allpaß auch ohne Nullstellenberechnung direkt aus einer Grenzwertbetrachtung an der ÜF (Vergleich der Grenzwerte für $s \rightarrow 0$ und $s \rightarrow \infty$) festgestellt werden.

Im allgemeinen liegen Pole und Nullstellen nicht symmetrisch, man spricht dann von „Allpaßverhalten“. Durch Erweiterung einer solchen ÜF läßt sich aber stets ein reiner Allpaß mit symmetrischen Pol- und Nullstellen abspalten, wie z. B.

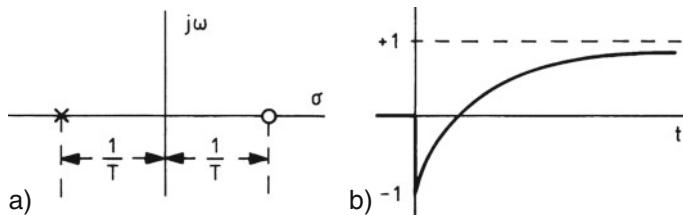


Bild 12.13 Allpaß erster Ordnung, a) Wurzelverteilung, b) Sprungantwort

$$\hat{g}(s) = \frac{1-s}{(0,5+s)(2+s)} = \frac{1-s}{1+s} \cdot \frac{1+s}{(0,5+s)(2+s)}. \quad (12.1.47)$$

ÜF mit Allpaßverhalten Allpaß Minimalphasensystem²

Allpaßverhalten schränkt die erzielbare Regelgüte dadurch ein, daß

- im Frequenzgang eine Phasennacheilung bei Amplitudenerhöhung erzeugt wird, was das Erreichen des kritischen Punktes im Nyquist-Diagramm beschleunigt,
- die WOK'n zu den Nullstellen in der rechten s -Halbebene gezogen werden.

Insbesondere bei Vorhandensein einer Integration im Kreis entsteht schon bei minimaler Verstärkung Instabilität, wie Bild 12.14 zeigt. Es muß also ein unbefriedigender Kompromiß zwischen Stabilität und Führungsgenauigkeit in Kauf genommen werden.

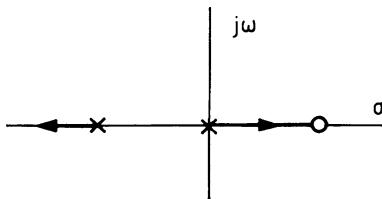


Bild 12.14 WOK für einen Allpaß mit I-Regler

In der Flugzeugdynamik tritt meistens Allpaßverhalten erster Ordnung auf (vgl. Kap.8.5.2), wobei man grob zwei Typen entsprechend Bild 12.15 unterscheiden kann:

- ein „schnelles“ Allpaßverhalten, das durch eine Nullstelle in der Größenordnung der Pole der ÜF gekennzeichnet ist. Der Allpaßeinfluß macht sich besonders bei schnellen Vorgängen bzw. im Anfangsverhalten der Sprungantwort bemerkbar;
- ein „langsame“ Allpaßverhalten, das durch eine Nullstelle in der Nähe des Koordinatenursprungs gekennzeichnet ist, verbunden mit einer sehr kleinen

² Bei einem Minimalphasensystem liegen Pole und Nullstellen der ÜF sämtlich in der linken Halbebene, Nicht-Minimalphasensysteme sind also: instabile Systeme oder solche mit Allpaßverhalten.

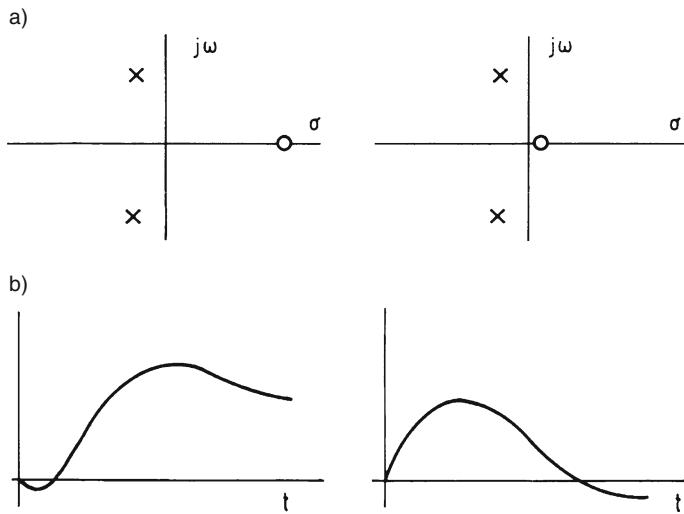


Bild 12.15 Beispiele für schnelles (*links*) und langsames (*rechts*) Allpaßverhalten
a) Pol-/Nullstellenverteilung, b) Sprungantwort

stationären Verstärkung. Das wirkt sich meist so aus, daß das Stationärverhalten anderes Vorzeichen hat als nach der physikalischen Vorstellung erwartet wird, vgl. Bild 12.15b.

Auf eine ideale ZVR in Regelungsnormalform (alle Zustandsgrößen werden proportional zurückgeführt) hat Allpaßverhalten der Strecke keinen Einfluß, da die Nullstellen von $\hat{f}_0(s)$ allein durch die ZVR selbst gebildet werden, wie man an Bild 12.2 leicht erkennt. Bei Ausgangsrückführung werden aber die Nullstellen der Strecken-ÜF wirksam und können auch bei $d = 1$ die Stabilisierung des Systems verhindern, wie das Beispiel von Bild 12.16 zeigt.

Deshalb scheidet i. allg. ein Übertragungsweg mit Allpaßverhalten für Regelungsaufgaben aus. Allerdings werden nach Kap. 12.2 in einem Mehrgrößensystem nicht nur die Pole, sondern auch die Nullstellen von ÜF'en modifiziert. Inso-

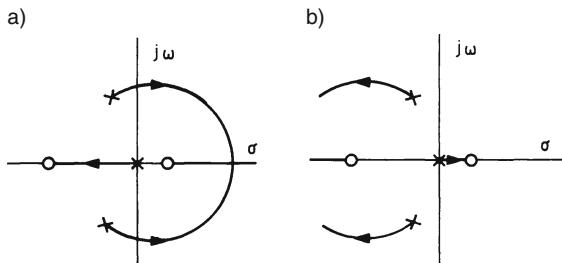


Bild 12.16 WOK mit Allpaß bei $d = 1$, a) negative Rückführung, b) positive Rückführung

fern kann auch Allpaßverhalten durch Regelung beseitigt werden, wodurch der betreffende Übertragungsweg für Regelungszwecke einsetzbar wird. Das beinhaltet aber ein Sicherheitsproblem, da bei Ausfall der betreffenden Regelschleife wieder Instabilität auftreten kann.

12.1.5 Zustandsrückführung mit Beobachter

Häufig sind nicht alle Prozeßzustände meßbar oder ihre Messung ist sehr aufwendig oder störanfällig. Unter Voraussetzung der vollständigen Beobachtbarkeit läßt sich der gesamte Zustandsvektor aus der (fehlerfreien) Messung einer einzigen Ausgangsgröße schätzen. Grundlage hierfür ist ein mathematisches Modell des Prozesses, das mit Hilfe des Schätzfehlers dem Prozeß nachgeführt wird, wie in Bild 12.17 für den linearen Fall gezeigt.

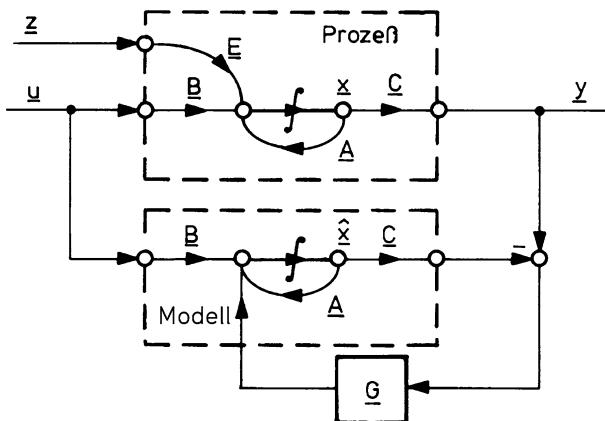


Bild 12.17 Struktur eines Luenberger-Beobachters

Für den Prozeßzustand gilt

$$\dot{\underline{x}} = \underline{A} \underline{x} + \underline{B} \underline{u} + \underline{E} \underline{z} \quad (12.1.1)$$

und für den geschätzten (Beobachter-) Zustand

$$\dot{\hat{x}} = \underline{A} \hat{x} + \underline{B} \underline{u} + \underline{G} \underline{C} (\underline{x} - \hat{x}) . \quad (12.1.48)$$

(Der Schätzvektor \hat{x} wird durch ein Dach gekennzeichnet; das ist nicht zu verwechseln mit der Kennzeichnung von ÜF'en und ÜM'en). Unter Voraussetzung einer exakten Modellkenntnis (\underline{A} , \underline{B} , \underline{C}) ergibt sich aus der Differenz beider Gleichungen die Gleichung für den Schätzfehler \tilde{x} zu

$$\dot{\tilde{x}} = \dot{\underline{x}} - \dot{\hat{x}} = (\underline{A} - \underline{G} \underline{C}) \tilde{x} + \underline{E} \underline{z} . \quad (12.1.49)$$

Die Schätzfehlerdynamik dieses Luenberger-Beobachters ist mit Hilfe der Rückführmatrix \underline{G} frei vorgebar, gleichzeitig läßt sich der Einfluß mittelwertfreier Störungen auf den Schätzfehler reduzieren. Ist ein Modell des Störprozesses (\underline{z}) bekannt, so kann hierfür ebenfalls ein Beobachter (nach gleichem Prinzip) angesetzt werden, um nicht meßbare Störgrößen zu schätzen (Störbeobachter).

Der Beobachter nach Gl. 12.1.48 ist aber sehr aufwendig, er ist von gleicher Ordnung wie der Prozeß und sein Schätzfehler ist nur bei exakter Kenntnis der Prozeßparameter (\underline{A} , \underline{B} , \underline{C}) von \underline{u} und \underline{x} her nicht steuerbar. Zur Begrenzung des Modellierungsaufwandes und zur Vermeidung von Parameterunsicherheiten läßt sich ein Beobachter auch auf den Teilprozeß der nicht meßbaren Zustandsgrößen reduzieren. Bei dem in Bild 12.18 dargestellten Beispiel sind x_1 und x_3 meßbar, x_2 soll geschätzt werden. Der Beobachter enthält nur das relativ einfache, auf x_1 und x_2 reduzierte Modell, dafür erhält er zusätzlich x_3 als Eingangssignal. Die Zustandsgröße x_1 dient der Rückführung zur Reduktion des Schätzfehlers.

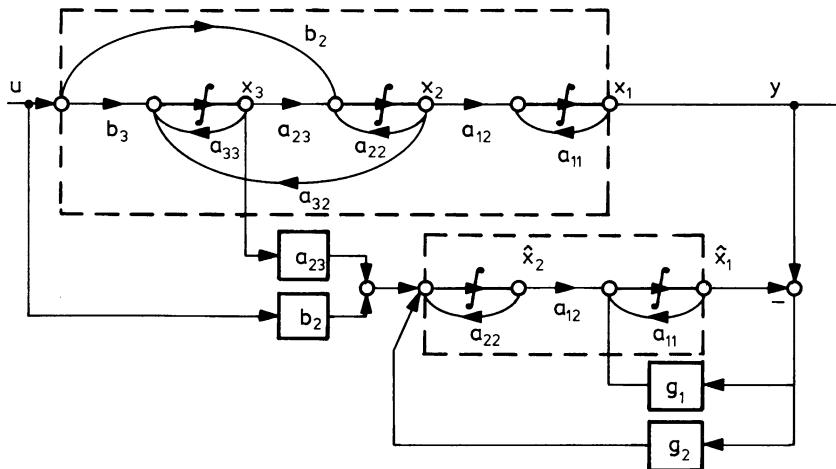


Bild 12.18 Beispiel eines reduzierten Beobachters

Wird ein vollständiger Beobachter innerhalb einer ZV-Rückführung eingesetzt, so lautet das Steuergesetz

$$\underline{u} = \underline{u}_c - K \hat{\underline{x}} . \quad (12.1.50)$$

Der zweite Anteil ($-K \hat{\underline{x}}$) kann in eine Rückführung über den Beobachter umgeformt werden, wie in Bild 12.19 gezeigt. Beobachter und Zustandsrückführung lassen sich dann zusammen als dynamischer Regler in der Rückführung darstellen.

Im linearen Fall können bei exakter Modellkenntnis Beobachterdynamik und Zustandsrückführung getrennt voneinander ausgelegt werden (Separationstheorem). Allerdings gilt das bei nichtlinearem oder reduziertem Modell nicht mehr. Insgesamt reagiert der Beobachter sehr empfindlich auf Modell- und Parameterunsicherheiten,

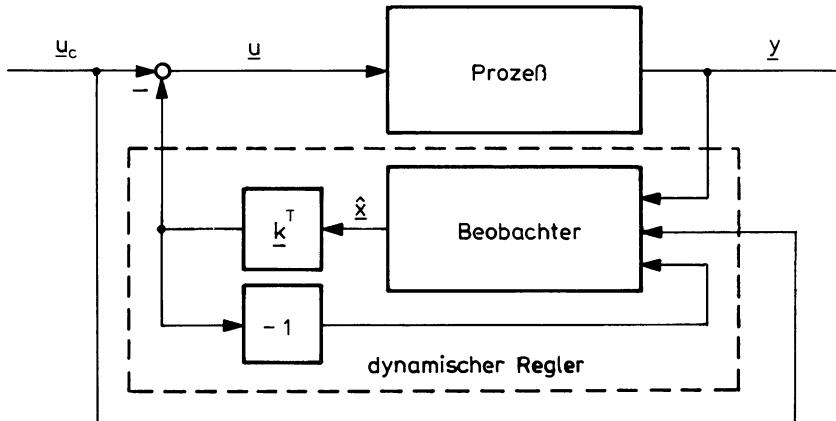


Bild 12.19 Verbindung von Zustandsrückführung und Beobachter

diese sind beim Störbeobachter besonders groß [/Schlitt 93/](#). Bei nichtlinearem Prozeß ist ein möglichst genaues nichtlineares Modell einzusetzen [/Seidel 80/](#), wobei sich von vornherein ein globales Modell verbietet. Stattdessen sind Beobachter lokal dort einzusetzen, wo durch genaue Prozeßkenntnis eine aufwendige Messung ersetzt werden kann (s. o.). Ihr Einsatz in komplexen nichtlinearen Prozessen beschränkt sich also auf die Schätzung einzelner Zustandsgrößen [/Buchholz 91/](#).

Die Diskussion zeigt, daß der obige theoretische Ansatz nicht direkt realisierbar ist. Die Grundidee liefert aber wertvolle Hinweise für neue Regelungskonzepte. Beispielsweise läßt sich die Struktur eines dynamischen Reglers aus dem Konzept Beobachter plus Zustandsrückführung entwickeln und deren Parameter dann mit Hilfe eines Gütekriteriums optimieren.

Das Kalman-Filter beruht ebenfalls auf der Idee, ein Prozeßmodell mit Hilfe des Schätzfehlers nachzuführen und diesem Prozeßmodell die gewünschte Information zu entnehmen [/Schlitt 92/](#). Da das Modell der kinematischen Bewegungsgleichungen seiner Struktur nach exakt bekannt ist, hat dieses Prinzip im Bereich der Navigation vielfältige Anwendung gefunden, vgl. [Kap.9.7.1](#). Auch für die Meßwertkonsolidierung und Sensorfehlererkennung werden Beobachter und Kalman-Filter eingesetzt [/Dunkel 95/](#), [/Göllinger 96/](#).

12.2 Mehrgrößen-Regelungsstrukturen

Eine Erweiterung der Zustandsregler von Ein- auf Mehrgrößensysteme ist ohne weiteres möglich. Verfahren der Stabilitätsanalyse und der Untersuchung der Steuerbarkeit und Beobachtbarkeit sind ebenfalls übertragbar. Auch Auslegungsverfahren wie das der quadratischen Optimierung mit Hilfe der Riccati-Differentialgleichung bleiben anwendbar. Die Zahl der Übertragungswege und damit auch der Aufwand

steigt allerdings quadratisch mit der Zahl der Regel- und Stellgrößen. Es wird daher nötig, Rechenprogramme wie z. B. MATLAB einzusetzen [/MATLAB 04/](#).

Die quadratische Optimierung liefert ein Ergebnis für das Gesamtsystem auf Grund eines vorher festgelegten, globalen Gütekriteriums. Aus verschiedenen schon genannten Gründen ist aber in der Flugregelung eine schrittweise Reglerauslegung vorzuziehen. Voraussetzung hierfür ist erstens: die Formulierung von Zwischenzielen für jeden Einzelschritt (lokale Gütekriterien) und zweitens: Verfahren für einen schrittweisen Reglerentwurf, die es erlauben, eine Regelschleife nach der anderen (evtl. iterativ) zu betrachten. Bei einem Eingrößensystem ist das problemlos und wird vom PID-Regler bis zur Kaskadenregelung praktiziert, hier überlagern sich die Wirkungen mehrerer Rückführungsschleifen linear. Beim Mehrgrößensystem entstehen aber zusätzliche Kopplungen zwischen den Regelschleifen, die beim Reglerentwurf und beim Teilausfall von Reglern zu berücksichtigen sind.

Diese Einflüsse sind nur dann zu vernachlässigen, wenn die Kopplungen innerhalb der Strecke gering sind, wie es z. B. zwischen Längs- und Seitenbewegung oder häufig auch zwischen rotatorischen und translatorischen Freiheitsgraden der Fall ist. Es ist hier zu untersuchen, welchen Einfluß eine einzelne Rückführung auf das gesamte Mehrgrößensystem hat und welche Koppeleinflüsse zwischen mehreren Rückführungen bestehen.

12.2.1 Grundgleichungen des Mehrgrößensystems

Die Regeln für die Reihen- und Parallelschaltung von Übertragungsmatrizen (ÜM'en) folgen aus denen für ÜF'en unter Beachtung der Regeln der Matrizenrechnung:

- Nichtvertauschbarkeit des Matrizenprodukts,
- keine Division durch eine Matrix, diese wird ersetzt durch Multiplikation mit der Inversen,
- Kompatibilität der Matrizen bezüglich Spaltenzahl (Anzahl der Eingangsgrößen) und Zeilenzahl (Anzahl der Ausgangsgrößen).

Damit gilt für die Reihenschaltung nach Bild 12.20a

$$\underline{y}(s) = \hat{G}_2(s)\underline{x}(s) = \hat{G}_2(s)\hat{G}_1(s)\underline{u}(s) \quad (12.2.1)$$

und für die Parallelschaltung nach Bild 12.20b

$$\underline{y}(s) = \underline{y}_1(s) + \underline{y}_2(s) = (\hat{G}_1(s) + \hat{G}_2(s))\underline{u}(s) . \quad (12.2.2)$$

Diese Gleichungen lassen sich direkt aus dem Blockschaltbild ablesen, wenn vom betrachteten Ausgangsvektor alle Verbindungen zurückverfolgt werden bis zu den Eingängen. In Bild 12.21 ist ein Standard-Mehrgrößenregelkreis gezeigt, der

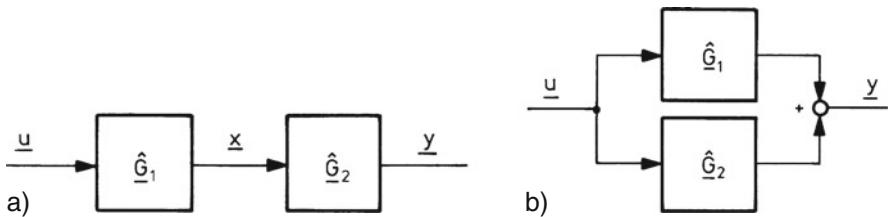


Bild 12.20 Mehrgrößen-Blockschaltbildregeln, a) Reihenschaltung, b) Parallelschaltung

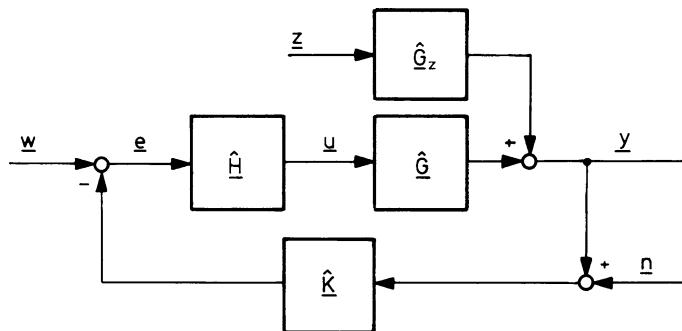


Bild 12.21 Mehrgrößen-Standardregelkreis

im Interesse allgemeiner Betrachtungen gegenüber Bild 12.9 um einen Regler im Vorwärtszweig $\hat{H}(s)$ erweitert wurde. Die Anwendung dieser Vorschrift auf den Standardregelkreis nach Bild 12.21 liefert für \underline{y}

$$\underline{y}(s) = \hat{G}_z(s)\underline{z}(s) + \hat{G}(s)\hat{H}(s)\underline{w}(s) - \hat{G}(s)\hat{H}(s)\hat{K}(s)(\underline{y}(s) + \underline{n}(s)) , \quad (12.2.3)$$

worin $\hat{G} \hat{H} \hat{K}$ die ÜM des bei \underline{y} aufgeschnittenen Systems ist. Aus der Umformung

$$\left(I + \hat{G} \hat{H} \hat{K} \right) \underline{y} = \hat{G}_z \underline{z} + \hat{G} \hat{H} \underline{w} - \hat{G} \hat{H} \hat{K} \underline{n} \quad (12.2.4)$$

folgt schließlich

$$\underline{y} = \left[I + \hat{G} \hat{H} \hat{K} \right]^{-1} \left[\hat{G}_z \underline{z} + \hat{G} \hat{H} \underline{w} - \hat{G} \hat{H} \hat{K} \underline{n} \right] . \quad (12.2.5)$$

Hierin ist

$$\left[I + \hat{G}(s)\hat{H}(s)\hat{K}(s) \right]^{-1} = \hat{R}(s) \quad (12.2.6)$$

die „Matrix des dynamischen Regelfaktors“ (*return difference matrix*) als Verallgemeinerung von Gl. 12.1.35.

Da es sich um einen linearen Zusammenhang handelt, läßt sich der Einfluß der Eingangsgrößen einzeln betrachten, also

- das Führungsverhalten für $\underline{z}(s) \equiv \underline{0}$ und $\underline{n}(s) \equiv \underline{0}$,
- das Störverhalten für $\underline{w}(s) \equiv 0$ und $\underline{n}(s) \equiv \underline{0}$,
- der Einfluß des Meßrauschens für $\underline{w}(s) \equiv \underline{0}$ und $\underline{z}(s) \equiv \underline{0}$.

Somit lautet die Führungs-ÜM

$$\hat{F}_w = \frac{1}{|\underline{I} + \hat{G} \underline{H} \hat{K}|} \left[\underline{I} + \hat{G} \underline{H} \hat{K} \right]_{\text{adj}} \hat{G} \underline{H} = \hat{R} \underline{G} \underline{H} \quad (12.2.7)$$

und die Stör-ÜM

$$\hat{F}_z = \frac{1}{|\underline{I} + \hat{G} \underline{H} \hat{K}|} \left[\underline{I} + \hat{G} \underline{H} \hat{K} \right]_{\text{adj}} \hat{G}_z = \hat{R} \underline{G}_z. \quad (12.2.8)$$

In gleicher Weise ergibt sich für den Regelfehler $\underline{e}(s)$ aus Bild 12.21

$$\begin{aligned} \underline{e}(s) &= \underline{w}(s) - \hat{K} \underline{n}(s) - \hat{K} \underline{G}_z \underline{z}(s) - \hat{K} \underline{G} \underline{H} \underline{e}(s) \\ &= \left[\underline{I} + \hat{K} \underline{G} \underline{H} \right]^{-1} \left[\underline{w}(s) - \hat{K} \underline{n}(s) - \hat{K} \underline{G}_z \underline{z}(s) \right] \end{aligned} \quad (12.2.9)$$

und für den Vektor der Stellgrößen

$$\begin{aligned} \underline{u}(s) &= \hat{H} \underline{w}(s) - \hat{H} \underline{K} \underline{n}(s) - \hat{H} \underline{K} \underline{G}_z \underline{z}(s) - \hat{H} \underline{K} \underline{G} \underline{H} \underline{u}(s) \\ &= \left[\underline{I} + \hat{H} \underline{K} \underline{G} \right]^{-1} \left[\hat{H} \underline{w}(s) - \hat{H} \underline{K} \underline{n}(s) - \hat{H} \underline{K} \underline{G}_z \underline{z}(s) \right]. \end{aligned} \quad (12.2.10)$$

Aus dem Vergleich von Gl. 12.2.5, 12.2.9 und 12.2.10 folgt, daß die ÜM des offenen Regelkreises unterschiedlich ist, je nachdem, an welcher Stelle der Regelkreis aufgeschnitten wird. Die drei Matrizen

$$\hat{G} \underline{H} \hat{K} \neq \hat{H} \underline{K} \hat{G} \neq \hat{K} \underline{G} \underline{H} \quad (12.2.11)$$

sind verschieden, schon ihre Dimension ist unterschiedlich. Man kann aber zeigen, daß für die Determinante gilt

$$\left| \underline{I} + \hat{G} \underline{H} \hat{K} \right| = \left| \underline{I} + \hat{H} \underline{K} \hat{G} \right| = \left| \underline{I} + \hat{K} \underline{G} \underline{H} \right|. \quad (12.2.12)$$

Das bedeutet, daß das charakteristische Polynom des Regelkreises unabhängig von der Schnittstelle ist, was aus physikalischen Gründen auch nicht anders zu erwarten ist. Die Zählermatrizen sind nach Gl. 12.2.7 bis 12.2.10 dagegen abhängig vom betrachteten Eingangs- und Ausgangsvektor.

12.2.2 Übertragungsfunktionen des Mehrgrößensystems

Um die Wirkung von Kopplungen in Mehrgrößensystemen kennenzulernen, genügt es, den Fall eines Reglers im Rückführzweig zu betrachten. Dieser Ansatz lässt sich auf einen Regelkreis nach Bild 12.21 erweitern, wenn der Regler im Vorwärtzweig $\hat{H}(s)$ mit der Strecke $\hat{G}(s)$ zu $\hat{Q}(s)$ zusammengefasst wird

$$\underline{\hat{G}}(s) \underline{\hat{H}}(s) = \underline{\hat{Q}}(s) . \quad (12.2.13)$$

Hierin wird die ÜM des Vorwärtzweiges mit $\underline{\hat{Q}}$ und (entsprechend Kap.8.1.3) ihre Zählermatrix mit \underline{Q} bezeichnet. Wird die Rückführmatrix $\underline{\hat{K}}(s)$ als Polynommatrix $\underline{K}(s)$ angesetzt, was für die meisten Fälle zutrifft (Rückführung ohne Eigendynamik und ohne I -Anteil), so vereinfacht sich die Herleitung weiter. Wir ziehen das charakteristische Polynom der Matrix $\underline{\hat{Q}}(s)$ als gemeinsamen Nenner heraus und definieren $\underline{Q}(s)$ als Matrix der Zählerfunktionen

$$\underline{\hat{Q}}(s) = \frac{1}{n_Q(s)} \underline{Q}(s) . \quad (12.2.14)$$

Da $\underline{K}(s)$ keine Dynamik besitzt, ist $n_Q(s)$ auch das charakteristische Polynom (Nenner aller ÜF'en) des aufgeschnittenen Regelkreises. Für dieses in Bild 12.22 dargestellte vereinfachte Mehrgrößensystem gilt mit Gl.12.2.13 und $\underline{z}(s) \equiv 0$

$$\underline{y}(s) = \underline{\hat{Q}}(s) \underline{w}(s) - \underline{\hat{Q}}(s) \underline{K}(s) \underline{y}(s) . \quad (12.2.15)$$

Wird diese Gleichung mit $n_Q(s)$ multipliziert, so enthält sie nur noch Polynommatrizen

$$n_Q(s) \underline{y}(s) = \underline{Q}(s) \underline{w}(s) - \underline{Q}(s) \underline{K}(s) \underline{y}(s) . \quad (12.2.16)$$

Daraus folgt die Regelkreisgleichung

$$\underline{y}(s) = (n_Q(s)I + \underline{Q}(s)\underline{K}(s))^{-1} \underline{Q}(s) \underline{w}(s) \quad (12.2.17)$$

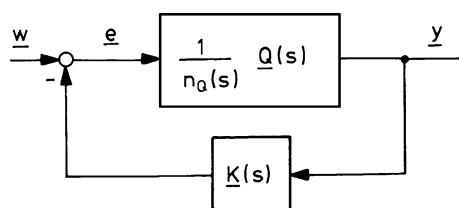


Bild 12.22 Vereinfachter Mehrgrößenregelkreis

und die Führungs-ÜM nach Gl.12.2.7 wird

$$\hat{F}_w(s) = \frac{1}{|n_Q(s)\underline{I} + \underline{Q}(s)\underline{K}(s)|} [n_Q(s)\underline{I} + \underline{Q}(s)\underline{K}(s)]_{\text{adj}} \underline{Q}(s) . \quad (12.2.18)$$

Das charakteristische Polynom (Nenner aller ÜF'en) des Regelkreises lautet damit

$$n_F(s) = |n_Q(s)\underline{I} + \underline{Q}(s)\underline{K}(s)| . \quad (12.2.19)$$

Für das in Bild 12.23 dargestellte Zwei-mal-zwei-Regelungssystem lautet Gl.12.2.19

$$\begin{aligned} n_F(s) &= \begin{vmatrix} n_Q + q_{11}k_{11} + q_{12}k_{21} & q_{11}k_{12} + q_{12}k_{22} \\ q_{21}k_{11} + q_{22}k_{21} & n_Q + q_{21}k_{12} + q_{22}k_{22} \end{vmatrix} \\ &= n_Q^2 + n_Q(q_{11}k_{11} + q_{12}k_{21} + q_{21}k_{12} + q_{22}k_{22}) \\ &\quad + (q_{11}q_{22} - q_{12}q_{21})(k_{11}k_{22} - k_{12}k_{21}) \\ &= n_Q(s) \left[n_Q(s) + \sum_{i,j=1}^2 q_{ij}(s)k_{ji}(s) \right] + |\underline{Q}(s)\underline{K}(s)| . \end{aligned} \quad (12.2.20)$$

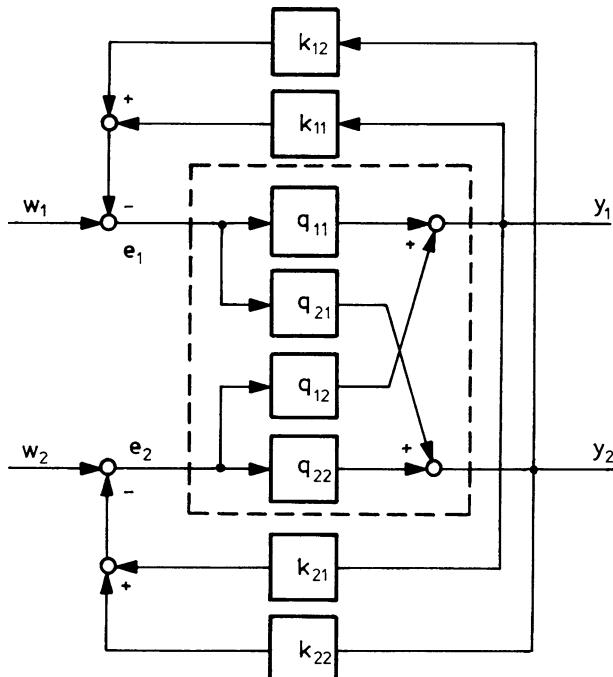


Bild 12.23 Zwei-mal-zwei-Regelungssystem

Die Adjungierte lautet (vgl. die obige Determinante)

$$(n_Q(s) \underline{I} + \underline{Q}(s) \underline{K}(s))_{\text{adj}} = \begin{bmatrix} (n_Q + q_{21}k_{12} + q_{22}k_{11}) & -(q_{11}k_{12} + q_{12}k_{22}) \\ -(q_{21}k_{11} + q_{22}k_{21}) & (n_Q + q_{11}k_{11} + q_{12}k_{21}) \end{bmatrix}. \quad (12.2.21)$$

Die Zählermatrix ergibt sich daraus mit Gl.12.2.18 nach Ausmultiplizieren zu

$$\underline{F}_w(s) = \begin{bmatrix} n_Q q_{11} + k_{22} |\underline{Q}| & n_Q q_{12} - k_{12} |\underline{Q}| \\ n_Q q_{21} - k_{21} |\underline{Q}| & n_Q q_{22} + k_{11} |\underline{Q}| \end{bmatrix}. \quad (12.2.22)$$

Alle Führungs-ÜF'en haben den gleichen Aufbau. Für $\hat{f}_{w11}(s)$ ergibt sich beispielsweise

$$\hat{f}_{w11}(s) = \frac{f_{w11}(s)}{n_F(s)} = \frac{n_Q q_{11} + k_{22} |\underline{Q}|}{n_Q \left[n_Q + \sum_{l,k} q_{lk} k_{kl} \right] + |\underline{Q} \underline{K}|}. \quad (12.2.23)$$

Der Nennergrad von $\hat{F}_w(s)$ ist scheinbar doppelt so hoch wie der von $\hat{Q}(s)$, was physikalisch nicht sein kann. Die Determinante der Zählermatrix $\underline{Q}(s)$ enthält aber stets das charakteristische Polynom $n_Q(s)$ als Faktor /Brockhaus 68/, /Hippe Wu 85/, es gilt

$$|\underline{Q}(s)| = n_Q(s) |\underline{P}_Q(s)|, \quad (12.2.24)$$

worin $\underline{P}_Q(s)$ die Systemmatrix zu $\hat{Q}(s)$ ist /Rosenbrock 70/. Die Determinante $|\underline{P}_Q(s)|$ ist i. allg. von niedriger Ordnung und häufig eine Konstante. Mit Gl.12.2.24 lässt sich die Führungs-ÜM des 2×2 -Systems kürzen zu

$$\hat{F}_w(s) = \frac{1}{n_Q + \sum_{l,k} q_{lk} k_{kl} + |\underline{P}_Q \underline{K}|} \begin{bmatrix} q_{11} + k_{22} |\underline{P}_Q| & q_{12} - k_{12} |\underline{P}_Q| \\ q_{21} - k_{21} |\underline{P}_Q| & q_{22} + k_{11} |\underline{P}_Q| \end{bmatrix}. \quad (12.2.25)$$

Der Nenner dieser ÜM enthält mehrere Reglerterme, die sich linear überlagern ($q_{lk} k_{kl}$). In $|\underline{P}_Q \underline{K}|$ gibt es weitere Terme, die Produkte von Rückführungen enthalten, womit Kopplungen zwischen einzelnen Rückführungen beschrieben werden. Diese modifizieren zusätzlich die Pole der ÜF'en.

Die Zähler enthalten ebenfalls additive Terme, sind also wie der Nenner als Summe von Polynomen aufgebaut. Daraus folgt, daß unter bestimmten Bedingungen auch die Nullstellen der ÜF'en durch Regelung modifiziert werden. Man kann also zunächst generell die wichtige Feststellung machen, vgl. Kap.12.1.1:

Im Mehrgrößensystem werden nicht nur die Pole der ÜF' en modifiziert, es können auch ihre Nullstellen verändert werden. Der dabei auftretende Kopfaktor ergibt sich aus der Determinante von \underline{Q} , der Zählermatrix des Vorwärtszweiges.

Nachdem die Existenz von Kopplungen in Mehrgrößenregelungssystemen am Beispiel des 2×2 -Systems festgestellt wurde, bleibt genauer zu untersuchen, welche allgemeinen Gesetzmäßigkeiten für die Koppeleinflüsse gelten und welche Besonderheiten bei Mehrgrößensystemen im Gegensatz zu Eingrößensystemen zu berücksichtigen sind, s. auch [/Roppenecker 82/](#). Das ist für folgende Fragestellungen besonders wichtig:

- Suche nach Möglichkeiten zur Verbesserung des Regelverhaltens durch zusätzliche Regelschleifen,
- Untersuchung der Auswirkungen eines Ausfalls von Regelschleifen.

12.2.3 Besonderheiten des Reglerentwurfs

Regelungssystem mit einer Stellgröße

Existiert nur eine einzige Rückführung, z. B. k_{11} , so folgt aus Gl.[12.2.23](#) das bekannte Ergebnis für einen einschleifigen Regelkreis

$$\hat{f}_{w11}(s) = \frac{q_{11}(s)}{n_Q(s) + q_{11}(s)k_{11}(s)} . \quad (12.2.26)$$

Die ÜM des 2×2 -Systems lautet dann

$$\hat{F}_w(s) = \frac{1}{n_Q + q_{11}k_{11}} \begin{bmatrix} q_{11} & q_{12} \\ q_{21} & q_{22} + k_{11}|\underline{P}_Q| \end{bmatrix} . \quad (12.2.27)$$

Sie enthält einen Koppeleinfluß in der ÜF \hat{f}_{w22} d. h. in dem Übertragungsweg, der mit einer anderen Meß- und Stellgröße verknüpft ist als der betrachtete Regler k_{11} . In der „gegenüberliegenden“ ÜF wird also der Zähler so verändert, daß seine Nullstellen verschoben werden. Somit können Zählerwurzeln durch Rückführungen gezielt modifiziert werden, beispielsweise, um unerwünschtes Allpaßverhalten zu beseitigen. Diese Verhältnisse bleiben im Prinzip erhalten, solange nur eine Stellgröße betrachtet wird wie in Bild [12.24](#). Werden beide Ausgangsgrößen auf die erste Stellgröße zurückgeführt, so gilt nach Gl.[12.2.25](#)

$$\hat{F}_w(s) = \frac{1}{n_Q + q_{11}k_{11} + q_{21}k_{12}} \begin{bmatrix} q_{11} & q_{12} - k_{12}|\underline{P}_Q| \\ q_{21} & q_{22} + k_{11}|\underline{P}_Q| \end{bmatrix} . \quad (12.2.28)$$

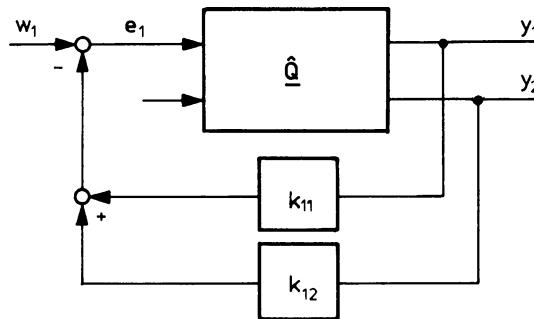


Bild 12.24 Zwei Rückführungen mit gleicher Stellgröße (Kaskadenregelung)

Im Nenner tritt ein weiterer Term additiv hinzu, im Zähler erscheinen Zusatzterme nur in der zweiten Spalte, also die zweite Stellgröße betreffend. Werden beide Rückführungen nacheinander geschlossen, so ergibt sich nach dem ersten Schritt (k_{11} geschlossen)

$$n'_Q(s) = n_Q + k_{11}q_{11} \quad \text{und} \quad q'_{21} = q_{21} \quad (12.2.29)$$

und nach dem zweiten Schritt (k_{12} geschlossen)

$$n_F(s) = n_Q + k_{11}q_{11} + k_{12}q_{21} = n'_Q + k_{12}q'_{21}. \quad (12.2.30)$$

Die Wirkungen der Regler überlagern sich linear. Die Nennerberechnung für den zweiten Schritt kann vom Ergebnis des ersten ausgehen, die Reihenfolge ist dabei beliebig. Die Zähler q_{11} und q_{12} bleiben unverändert.

Regelungssystem mit zwei Stellgrößen

Für das in Bild 12.25 gezeigte Mehrgrößenregelungssystem mit zwei Stellgrößen lautet die Führungs-ÜF nach Gl.12.2.25

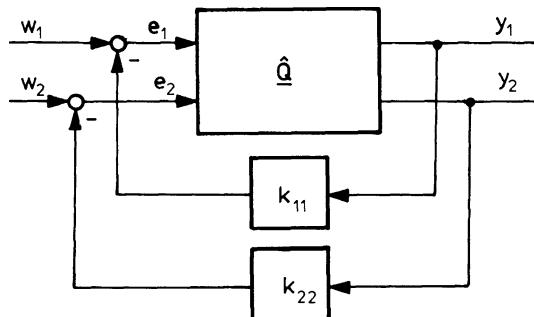


Bild 12.25 Zwei Rückführungen mit verschiedenen Stellgrößen

$$\hat{F}_w(s) = \frac{1}{n_F(s)} \begin{bmatrix} q_{11} + k_{22}|\underline{P}_Q| & q_{12} \\ q_{21} & q_{22} + k_{11}|\underline{P}_Q| \end{bmatrix} \quad (12.2.31)$$

mit

$$n_F(s) = n_Q + k_{11}q_{11} + k_{22}q_{22} + k_{11}k_{22} |\underline{P}_Q|. \quad (12.2.32)$$

Jetzt tritt im Nenner der ÜF' ein Term auf, der dem Produkt von k_{11} und k_{22} proportional ist, der Koppelfaktor ist ebenfalls die Determinante $|\underline{P}_Q|$. Werden beide Rückführungen wieder nacheinander geschlossen, so ergibt sich nach dem ersten Schritt (k_{11} geschlossen)

$$n'_Q(s) = n_Q + k_{11}q_{11} \quad \text{und} \quad q'_{22} = q_{22} + k_{11} |\underline{P}_Q| \quad (12.2.33)$$

und nach dem zweiten Schritt (k_{22} geschlossen)

$$n_F(s) = n'_Q + k_{22}q'_{22}. \quad (12.2.34)$$

Auch hier ist beim zweiten Schritt vom Ergebnis des ersten auszugehen, wobei die Reihenfolge wieder beliebig ist. Allerdings ist jetzt von dem im ersten Schritt modifizierten Nenner und Zähler auszugehen.

Diese Feststellungen lassen sich auf Systeme mit beliebig vielen Ein- und Ausgangsgrößen verallgemeinern, wobei die Koppelfunktion sich aus der entsprechenden Unterdeterminante von $\underline{Q}(s)$ ergibt, wie in Bild 12.26 angedeutet. Eine einzelne ÜF lautet dann mit

i, j Ausgang und Eingang des betrachteten Übertragungswegs (Meß- und Stellgröße),

k, l Ausgang und Eingang des Reglers in der Rückführung (Stell- und Meßgröße)

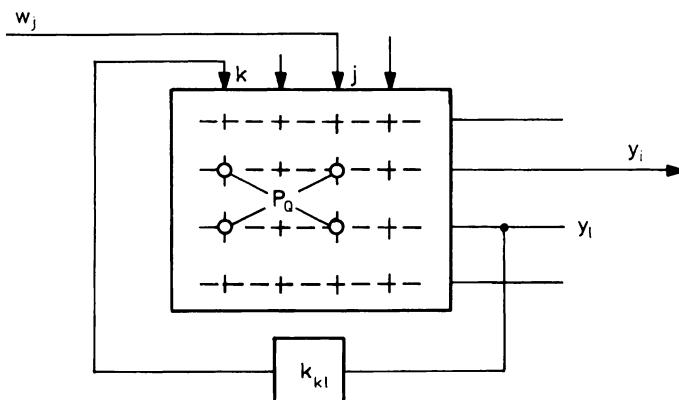


Bild 12.26 Zur Kopplung in Mehrgrößensystemen

$$\hat{f}_{ij}(s) = \frac{q_{ij}(s) + k_{kl}(s)|\underline{P}_Q(s)|_{jk}^{11}}{n_Q(s) + q_{lk}(s)k_{kl}(s)} . \quad (12.2.35)$$

Die Determinante von \underline{P}_Q ist jetzt eine Unterdeterminante der Matrix $\underline{Q}(s)$, die aus den Zeilen i und l (obere Indizes) und den Spalten j und k (untere Indizes) gebildet wird

$$|\underline{P}_Q(s)|_{jk}^{11} = \frac{1}{n_Q} |q_{ij}q_{lk} - q_{ik}q_{lj}| . \quad (12.2.36)$$

Hierbei gelten für $|\underline{P}_Q|$ die Regeln der Determinantenrechnung bezüglich Vorzeichenwechsel bei Vertauschung von Zeilen und Spalten. Es ist $|\underline{P}_Q| = 0$ für $i = l$ oder $j = k$, d. h. bei gleichen Meß- oder Stellgrößen entfällt der Koppelterm, vgl. [/Brockhaus 68/](#).

Die bisher gemachten Feststellungen lassen sich wie folgt für Mehrgrößensysteme beliebiger Ordnung verallgemeinern:

Bei einer einzelnen Rückführung tritt genau dann eine Kopplung im Zähler einer Übertragungsfunktion auf, wenn weder die rückgeführte Meßgröße noch die Stellgröße mit dem betrachteten Übertragungsweg verknüpft ist. Die allen ÜF'en gemeinsame Nennerfunktion ist die eines einschleifigen Regelkreises. Bei mehreren Rückführungen, die sowohl verschiedene Meßgrößen als auch verschiedene Stellgrößen betreffen, tritt im Nenner der ÜF'en des geschlossenen Kreises ein zusätzlicher Term auf.

Daraus folgt:

- durch Rückkopplung kann Allpaßverhalten (positive Nullstellen) beseitigt, aber auch künstlich erzeugt werden,
- ein mit mehreren Rückführungen stabiles System kann bei Ausfall einer Rückführung instabil werden (Sicherheitsproblem bei Schleifenausfall),
- ein System, das mit jeder Einzelrückführung stabil ist, kann bei Schließen beider Rückführungen instabil werden (verbogene Reglerkombination).

Bei Mehrgrößensystemen sind also alle Kombinationsmöglichkeiten von Rückführungen auf Stabilität zu prüfen, d. h. es ist der Ausfall jeder einzelnen Regelschleife zu untersuchen. Verbogene Kombinationen sind festzustellen und evtl. durch Verriegelung zu verhindern.

Beispiel: Es sei

$$\underline{\hat{Q}}(s) = \frac{1}{1 + 0,5s + s^2} \begin{bmatrix} 2s + 4 & 2 \\ s - 2 & s - 0,5 \end{bmatrix}$$

mit

$$|\underline{Q}(s)| = 2s^2 + s + 2 = 2(s^2 + 0,5s + 1) \quad \text{und} \quad |\underline{P}_Q(s)| = 2 .$$

Die Strecke hat in \hat{q}_{21} und \hat{q}_{22} positive Nullstellen, d. h. Allpaßverhalten. Mit einer Rückführung k_{11} kann der Allpaß in dem „gegenüberliegenden“ Übertragungsweg \hat{q}_{22} beseitigt werden, nicht aber in \hat{q}_{21} , da \hat{q}_{21} und k_{11} mit der gleichen Stellgröße verknüpft sind. Ein schrittweiser Reglerentwurf mit der ersten Stellgröße (k_{11} und k_{12}) hat nach Gl. 12.2.30 das in Bild 12.27 gezeigte Ergebnis. Das System wird durch die zweite Rückführung destabilisiert bzw. instabil.

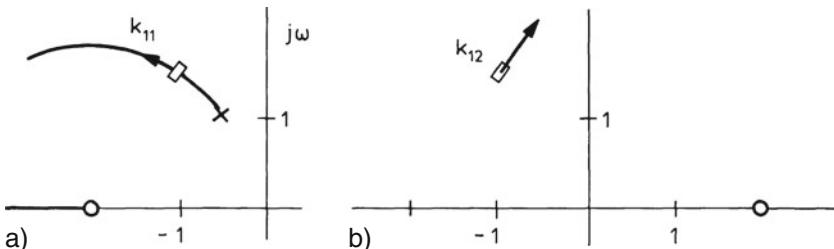


Bild 12.27 Wurzelortskurven zum 2×2 -Beispiel a) erste Regelschleife (k_{11}),
b) zweite Regelschleife (k_{12})

Werden zur Rückführung zwei Stellgrößen eingesetzt, so ist die Modifikation der ÜF-Zähler nach Gl. 12.2.25 zu berücksichtigen. Um das am gleichen Beispiel zu demonstrieren, muß der Begriff der Wurzelortskurve (WOK) verallgemeinert werden. Für jede Gleichung der Form

$$k \cdot \text{Polynom}_1(s) + \text{Polynom}_2(s) = 0 \quad (12.2.37)$$

läßt sich eine WOK zeichnen, deren Äste aus den Wurzeln von Polynom_2 in die Wurzeln von Polynom_1 laufen, wenn k von null bis unendlich wächst. Damit läßt sich auch für den Zähler des obigen Beispiels

$$f_{w22}(s) = q_{22}(s) + k_{11}(s) |P_Q(s)| = 0 \quad (12.2.38)$$

eine WOK zeichnen. Bild 12.28 zeigt das Ergebnis: die Zählerwurzel von $q_{22}(s)$ wird negativ, d. h. der Allpaß beseitigt (für die Pole gilt unverändert Bild 12.27a).

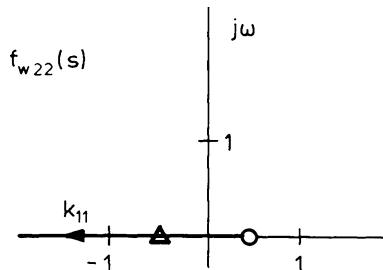


Bild 12.28 Zähler-WOK des Beispiels bei Rückführung k_{11}

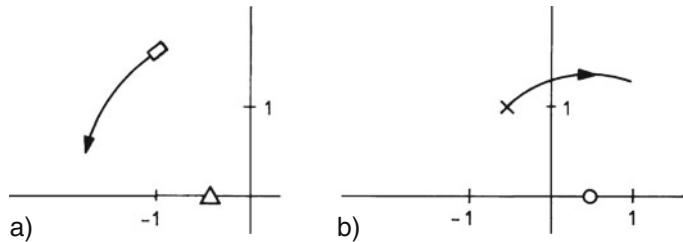


Bild 12.29 Nenner-Wurzelortskurven, a) mit Rückführung k_{11} , b) ohne Rückführung k_{11}

Durch beide Einflüsse werden die Voraussetzungen für eine Rückführung k_{22} verbessert, die entsprechende WOK zeigt Bild 12.29a. Selbstverständlich ist auch hier die Reihenfolge der Schließungen beliebig. Die Rückführung k_{11} ist aber hier notwendig zur Stabilisierung des Systems. Fällt sie aus, so ergibt sich die WOK nach Bild 12.29b.

12.3 Auslegung von Zustandsreglern

Die meisten „modernen“ Entwurfsverfahren liefern eine Reglersynthese, d. h. eine globale Berechnung von Reglerstruktur und -parametern auf Grund möglichst exakter Prozeßkenntnis und vollständiger Gütekennfunktion in einem Schritt. Sie unterliegen häufig formalen Einschränkungen und sind überwiegend nur auf lineare Systeme anwendbar. Sie können daher nur vorläufige Lösungen für Teilprobleme liefern. Trotzdem lassen sich mit ihrer Hilfe wertvolle Erkenntnisse gewinnen über das, was mit einer bestimmten Reglerstruktur erreichbar ist.

Aus diesem Grunde werden die wichtigsten Entwurfsverfahren hier einführend behandelt. Es können allerdings nur die Grundprinzipien erläutert werden mit dem Ziel, auf weiterführende Literatur hinzuweisen und dem Entwurfsingenieur eine Orientierungshilfe zu geben. Die Darstellung beschränkt sich zwecks besserer Verständlichkeit überwiegend auf den Fall des Systems mit einer Stellgröße und gibt nur kurze Hinweise für deren Erweiterung auf Mehrgrößensysteme. Für den komplexen, nichtlinearen Prozeß der Flugzeugführung sind die Modellunsicherheiten, der große Parameterbereich und die schwierig zu modellierenden Einflüsse von Stellmotordynamik, elastischen Freiheitsgraden usw. zu berücksichtigen, um befriedigende Ergebnisse zu erzielen.

Es ist dabei notwendig, robuste Lösungen anzustreben, die auch bei eingeschränkten Modellkenntnissen im ganzen Flugbereich nicht nur stabiles Verhalten garantieren, sondern auch die vielfältigen Flugeigenschaftsforderungen erfüllen. Neben den „modernen“ Verfahren im Zeitbereich werden dazu vielfach auch die klassischen Verfahren des Nyquist-Entwurfs mit Hilfe des Bode- oder Nichols-Diagramms herangezogen, deren Gütekriterien in der Amplituden- und Phasenreserve bestehen. Letztere werden wegen ihrer breiten Darstellung in der Literatur, z. B. /McRuer 73/ hier nicht gesondert behandelt.

Sind nur wenige Reglerparameter zu optimieren, so kann der Entwurf von Flugeigenschaftsreglern iterativ „von Hand“ durchgeführt werden, wenn ein gutes Dialog-Rechenprogramm zu Verfügung steht, das für jeden Einzelschritt die Reglerwirkung, z. B. in Form von Wurzelortskurven und Zeitantworten liefert. Bei größerer Parameteranzahl lässt sich der Entwurf mit Hilfe eines numerischen Optimierungsverfahrens automatisieren. Mit wachsender Parameterzahl steigt der Aufwand der Formulierung des Gütekriteriums und des Auffindens eines globalen Optimums /Schänzer 78/. Gute Ergebnisse lassen sich dann mit Methoden der mehrzieligen Optimierung erreichen (vgl. Kap. 13.2.4, /Looye 08/). Neuere Verfahren im Bereich der Robusten Regelung gehen von einer nichtlinearen Systembeschreibung aus /Bennani 02/.

12.3.1 Riccati-Entwurf

Das in Kap. 12.1.1 heuristisch eingeführte Regelgesetz der vollständigen Zustandsvektorrückführung folgt auch aus der Anwendung der Variationsrechnung auf die Zustandsgleichungen des Prozesses zur Minimierung eines quadratischen Gütekriteriums. Dafür hat sich der Begriff „quadratisch optimale Regelung“ eingebürgert (*linear quadratic regulator – LQR*). Ein lineares, zeitinvariantes System nach Gl. 12.1.1 ist nach Kalman dann optimal, wenn die quadratische Gütfunktion

$$J = \int_0^{\infty} (\underline{x}^T \underline{Q} \underline{x} + \underline{u}^T \underline{R} \underline{u}) dt \quad (11.4.1)$$

minimal wird. Optimal bedeutet hier, daß die Zustandsvariablen, ausgehend von einer Anfangsbedingung $\underline{x}(0)$ so gegen Null streben, daß die Gütfunktion minimal wird. Hierzu werden die quadratischen Formen des Zustands- und des Stellvektors bewertet. Durch geeignete Wahl der Wichtungsmatrizen \underline{Q} und \underline{R} kann ein sinnvoller Kompromiß zwischen dem Zustandsverlauf und dem Stellauflauf herbeigeführt werden. Die Entwurfsaufgabe besteht somit allein in der geeigneten Wahl von \underline{Q} und \underline{R} . Diese werden meist als Diagonalmatrizen angesetzt, was einer Wichtung der Quadrate aller Zustandsgrößen x_i und Stellgrößen u_j entspricht.

Die Lösung des obigen Variationsproblems (Minimierung des Gütfunktionalen unter der Nebenbedingung der Zustandsgleichungen) führt auf Hamiltonsche kanonische DGL'n, die durch linearen Ansatz gelöst werden. Hieraus ergibt sich, daß die Gütfunktion minimal wird für das Regelgesetz der Zustandsvektorrückführung

$$\underline{u} = \underline{R}^{-1} \underline{B}^T \underline{P}^T \underline{x} = -\underline{K} \underline{x}, \quad (12.3.1)$$

worin die $n \times n$ -Matrix \underline{P} gleich der Lösung folgender (nichtlinearer) Matrix-Riccati-Differentialgleichung ist

$$\dot{\underline{P}} = \underline{P} \underline{A} + \underline{A}^T \underline{P} - \underline{P} \underline{B} \underline{R}^{-1} \underline{B}^T \underline{P} + \underline{Q} = 0. \quad (12.3.2)$$

Die Wichtungsmatrizen müssen dabei folgende Bedingungen erfüllen:

- \underline{R} muß positiv definit (regulär und symmetrisch) sein,
- \underline{Q} muß positiv semidefinit sein (alle Hauptdeterminanten ≥ 0).

Das bedeutet: es dürfen keine negativen Kostenanteile entstehen und es muß jede Stellaktivität gewichtet werden. Ist der Prozeß vollständig steuerbar und sind \underline{A} , \underline{B} , \underline{C} , \underline{Q} und \underline{R} konstant, so ist

\underline{P} eine konstante, reelle, symmetrische, positiv definite $n \times n$ -Matrix

(sie folgt in diesem Fall aus der stationären Lösung der Matrix-Riccati-Dgl.). Außerdem ist das System dann asymptotisch stabil. Bei endlichem Integrationsintervall des Gütefunktional wird allerdings \underline{P} und damit auch \underline{K} zeitvariabel.

Die Vorteile dieses Optimierungsverfahrens sind:

- Es liefert eine optimale Reglerstruktur einschließlich ihrer Parameter.
- Es führt stets auf ein stabiles Regelungssystem.
- Für die Lösung des nichtlinearen algebraischen Gleichungssystems für \underline{P} stehen relativ schnelle Rechenalgorithmen zur Verfügung.
- Anstelle der $n \times q$ Reglerparameter sind „nur“ $n + q - 1$ Wichtungsfaktoren zu bestimmen (bei $n < 3$ ist also die Iteration der Reglerparameter einer Iteration der Wichtungsfaktoren vorzuziehen).
- Es ist auch optimal im Sinne einer Minimierung der Varianz der Zustandsvariablen bei stochastischen Störungen.

Dem stehen folgende Nachteile gegenüber:

- Der Aufbau des Gütefunktional und die Wahl der Wichtungsmatrizen sind formal eingeschränkt.
- Das Gütefunktional konvergiert nur, wenn \underline{x} und \underline{u} für $t \rightarrow \infty$ gegen null streben. Alle Probleme, bei denen das nicht gilt, z. B. Führungsprobleme, müssen auf den Fall der reinen Zustandsrückführung umgeformt werden (vgl. Kap.13.2.1).
- Das Verfahren ist nur auf vollständige ZVR anwendbar, es müssen also alle Zustandsvariablen gemessen oder geschätzt werden, die Reglerstruktur ist fest vorgegeben.

Dieses Entwurfsverfahren ist also wenig anpassungsfähig und wird meistens nur dazu eingesetzt, schnell zu einem ersten Regleransatz zu kommen, der dann mit anderen Verfahren ausgebaut und verfeinert wird. Der Riccati-Entwurf scheidet bei unvollständiger ZVR aus, da er keine Vorgaben für die Reglerstruktur zuläßt.

Die Minimierung des Gütefunktional von Gl.11.4.1 entspricht der Minimierung einer quadratischen Norm für das Übertragungsverhalten /Müller 92/. Verfahren, die in letzter Zeit unter dem Namen H_2 -Entwurf bekannt geworden sind, basieren auf dem gleichen Grundgedanken und liefern das gleiche Ergebnis. Ihre Besonderheit

liegt in der gezielten Berücksichtigung eines guten Kompromisses zwischen Störunterdrückung und Stellauflwand. Auch der Wiener-Hopf-Entwurf basiert auf derselben Grundlage, allerdings angewandt auf den Frequenzbereich.

12.3.2 Polvorgabe

Ein wichtiger Teil der Flugeigenschaftsforderungen betrifft die Pole von Übertragungsfunktionen, d. h. Frequenz und Dämpfung von Anstellwinkel-, Taumelschwingung und Phygoide, sowie Spiral- und Rollzeitkonstante. Diese Forderungen lassen sich zwar prinzipiell auch als quadratische Gütekriterien formulieren /[Miski 74](#)/, eine Übersetzung ist aber kompliziert und deshalb wenig anschaulich (vgl. [Kap.13.2.3](#)). Es ist daher einfacher, direkt ein Verfahren der Polvorgabe einzusetzen.

Die Festlegung der Pole s_i für das geregelte System liefert dessen charakteristische Gleichung als Entwurfsziel

$$\varphi'(s) = (s - s_1)(s - s_2) \cdots (s - s_n) = \alpha_0 + \alpha_1 s + \cdots + \alpha_{n-1} s^{n-1} + s^n = 0. \quad (12.3.3)$$

Aus der Regelungsnominalform für den Prozeß mit der charakteristischen Gleichung

$$a_0 + a_1 s + \cdots + a_{n-1} s^{n-1} + s^n = 0 \quad (12.3.4)$$

läßt sich aus Gl.[12.1.9](#) direkt die zugehörige Zustandsrückführung ablesen zu

$$\underline{k}_R^T = [(\alpha_0 - a_0)(\alpha_1 - a_1) \cdots (\alpha_{n-1} - a_{n-1})]. \quad (12.3.5)$$

In einfachen Fällen, z. B. für eine Näherung 2. Ordnung der Anstellwinkelschwingung, lassen sich auf diese Weise die Rückführverstärkungen direkt, evtl. sogar analytisch berechnen. Im allgemeinen muß aber Gl.[12.3.5](#) in den physikalischen Zustandsraum zurücktransformiert werden nach der Beziehung

$$u(t) = -\underline{k}_R^T \underline{x}_R(t) = -\underline{k}_R^T \underline{T} \underline{x}(t) = -\underline{k}^T \underline{x}(t). \quad (12.3.6)$$

Die Transformationsmatrix \underline{T} lautet

$$\underline{T} = \left[\underline{q}_{sn}^T \underline{q}_{sn}^T A \cdots \underline{q}_{sn}^T A^{n-1} \right], \quad (12.3.7)$$

hierin ist \underline{q}_{sn}^T die letzte Zeile der invertierten Steuerbarkeitsmatrix \underline{Q}_S

$$\underline{q}_{sn}^T = [0 \ \cdots \ 0 \ 1] \left[\underline{b} \ \underline{A} \underline{b} \ \cdots \ \underline{A}^{n-1} \underline{b} \right]^{-1}. \quad (12.3.8)$$

Durch Anwendung des Theorems von Caley-Hamilton , welches besagt, daß jede Matrix ihre eigene charakteristische Gleichung erfüllt, läßt sich \underline{k}^T direkt wie folgt ausdrücken /Ackermann 93/

$$\underline{k}^T = \underline{q}_{sn}^T \left[\alpha_0 \underline{I} + \alpha_1 \underline{A} + \cdots + \alpha_{n-1} \underline{A}^{n-1} + \underline{A}^n \right] = \underline{q}_{sn}^T \varphi'(\underline{A}) . \quad (12.3.9)$$

Eine andere, manchmal als „modale Regelung“ bezeichnete Vorgehensweise geht von der auf Diagonalform transformierten Dynamikmatrix aus (vgl. Kap.8.1.1). Die zunächst entkoppelte Modifikation der Eigenwerte ist hier mit Hilfe der Modal-matrix (Matrix der Eigenvektoren) in den physikalischen Zustandsraum zurück zu transformieren. Beide Vorgehensweisen führen auf das gleiche Ergebnis. Der Begriff „modale Regelung“ ist nach seiner vollständigen Bedeutung allerdings mit der Eigenstrukturvorgabe (s. Kap. 12.3.4) gleichzusetzen.

Der für die Polverschiebung erforderliche Stellauflauf folgt direkt aus der Zustandsgleichung

$$\dot{\underline{x}} = \underline{A} \underline{x} + \underline{b} u = (\underline{A} - \underline{b} \underline{k}^T) \underline{x} = \underline{A}' \underline{x} \quad (12.3.10)$$

mit

$$\underline{b} u = (\underline{A}' - \underline{A}) \underline{x} , \quad (12.3.11)$$

woraus ersichtlich ist, daß der Aufwand proportional ist zur Differenz der Dynamikmatrizen von Ausgangs- und Zielsystem. Aus Gründen einer Begrenzung der Stellaktivität darf das geforderte Modellverhalten \underline{A}' nicht allzusehr von dem des Prozesses abweichen. Die Vorgabe der Pole ist also eingeschränkt.

12.3.3 Polgebietsvorgabe

Die Polvorgabe läßt sich vorteilhaft für Systeme niedriger Ordnung einsetzen, bei denen die gewünschte Polkonfiguration aus physikalischer Modellvorstellung abgeleitet werden kann. Für Systeme höherer Ordnung wird es dagegen zunehmend schwieriger, eine begründete Wahl für eine genaue Polkonfiguration zu treffen, zumal die Sprungantwort als direkteres Gütemaß relativ unempfindlich gegenüber kleinen Polverschiebungen ist. Eine freie Wahl von Polen kann außerdem zu sehr großer Reglerverstärkung und damit zu unerlaubt hoher Stellaktivität führen. Das kann wesentlich abgemildert werden, wenn statt exakter Pollagen ein größeres Polgebiet vorgegeben wird. Dadurch werden eine größere Flexibilität bei der Vorgabe der Reglerstruktur und zusätzliche Freiheitsgrade zur Erfüllung von Zusatzforderungen gewonnen. Diese Freiheitsgrade können auch zur Erhöhung der Robustheit (Unempfindlichkeit gegenüber Modellunsicherheiten) genutzt werden.

In /Ackermann 93/ wird eine Entwurfsstrategie vorgestellt, die auf der Polgebietsvorgabe basiert. Dieser sog. Multi-Modell-Ansatz bietet die Möglichkeit, ein

Regelungssystem mit festeingestellten Koeffizienten zu entwerfen, das die Regelstrecke in einer vorgegebenen Weise für unterschiedliche Flugzustände stabilisiert. Aus den Flugeigenschaftsforderungen (z.B. [/MIL-STD-1797 04/](#)) werden die zur Festlegung des Polvorgabegebiets benötigten Grenzen für die Eigenfrequenz ω_0 und das Dämpfungsmaß D , z. B. für die Anstellwinkelschwingung, abgeleitet, s. Bild 12.30a). Die Grenzen des spezifizierten Polgebiets können für einen Betriebspunkt (Flugzustand) in den zweidimensionalen Raum der Reglerkoeffizienten k_q und k_α projiziert werden, wie in Bild 12.30b) für den zweidimensionalen Fall des Nickachsen-Basisreglers eines Experimentalflugzeugs veranschaulicht (Polgebietsvorgabe). Diese Abbildung ist nur von den Prozeßparametern abhängig und ergibt einen Bereich von zulässigen Reglerkoeffizienten k_q und k_α , die für den betrachteten Flugzustand die gewünschten Stabilitätseigenschaften gewährleisten (Bild 12.30b). Im Rahmen des Multi-Modell-Ansatzes wird die Polgebietsvorgabe nun sukzessive auf die System-Modelle für die verschiedenen repräsentativen Flugzustände (Betriebspunkte) angewandt. Bild 12.30c) zeigt die zulässigen Bereiche für die Reglerkoeffizienten, wobei die Schnittmenge der zulässigen Bereiche schraffiert dargestellt ist. Jede Kombination von Reglerparametern aus dieser Schnittmenge ist in der Lage, die Frequenz und Dämpfung für alle einbezogenen Flugzustände (Betriebspunkte) in dem spezifizierten Polgebiet zu halten, d. h. stellt den zulässigen Unterraum von Reglerkoeffizienten dar, der simultan für alle Streckenmodelle das gewünschte Stabilitätsverhalten gewährleistet. Da das beschriebene Synthese-Verfahren keine bestimmte Kombination der Reglerkoeffizienten festlegt, sondern einen Bereich des zweidimensionalen k_q - k_α -Raums bestimmt, existieren noch Freiheiten bei der Wahl der endgültigen Reglerparameter. Eine Möglichkeit zur Festlegung der Reglerkoeffizienten könnte in der Wahl möglichst geringer Verstärkungen liegen.

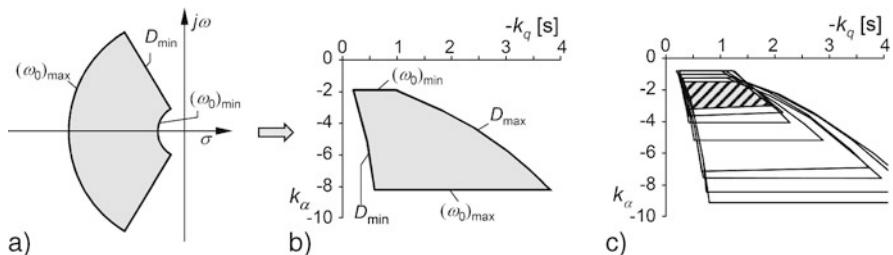


Bild 12.30 Abbildung des zulässigen Polgebiets a) in den Parameterraum, b) für verschiedene Streckenbetriebspunkte, c) am Beispiel des Nickachsen-Basisreglers eines Experimentalflugzeugs ([/Heller 96/](#))

Dieses grafische Verfahren stellt bei zwei Reglerparametern eine sehr gute Entwurfshilfe dar, verliert aber bei höherer Ordnung des Problems schnell an anschaulichkeit. Es gibt gleichzeitig an, ob bei Ausfall einer Regelschleife (Reglerparameter gleich Null) der erlaubte Bereich verlassen wird oder nicht. Es ist also auch geeignet, die Robustheit einer Reglerkonfiguration gegen Ausfälle zu prüfen. Probleme höherer Ordnung müssen allerdings in Teilprobleme aufgespalten und evtl. iterativ behandelt werden.

12.3.4 Eigenstrukturvorgabe³

Vorüberlegung und Grundgedanke

In Kap.12.1.1 wurde gezeigt, daß mit der Rückführung des gesamten Zustandsvektors auf eine einzige Stellgröße (bei vollständiger Steuerbarkeit) alle Eigenwerte der Dynamikmatrix \underline{A} theoretisch beliebig modifiziert werden können. Dabei war die Frage aufgetreten, wie man die zusätzlichen Entwurfsfreiheitsgrade sinnvoll nutzen kann, wenn mehr als eine Stellgröße zur Verfügung steht.

In dem praktisch unwahrscheinlichen Fall, daß gleich viele unabhängige Stellgrößen wie Zustandsgrößen zur Verfügung stehen, d.h. die Stellmatrix \underline{B} und damit auch das Produkt $\underline{B} \underline{K}$ regulär sind (voller Rang n), würden sich alle Elemente der modifizierten Dynamikmatrix $\underline{A}_{\text{mod}}$ über die n^2 Reglerparameter k_{ik} unabhängig gezielt verändern lassen, wie man anhand der mittels Zustandsvektorrückführung modifizierten Dynamikmatrix erkennt:

$$\begin{aligned} u &= -\underline{K} \underline{x} \Rightarrow \dot{\underline{x}} = (\underline{A} - \underline{B} \underline{K}) \underline{x} = (\underline{A} + \Delta \underline{A}) \underline{x} \\ \underline{A}_{\text{mod}} &= \underline{A} + \Delta \underline{A} = \underline{A} - \underline{B} \underline{K} \\ \Rightarrow \underline{K} &= -\underline{B}^{-1} \Delta \underline{A} = -\underline{B}^{-1} (\underline{A}_{\text{mod}} - \underline{A}). \end{aligned} \quad (12.3.12)$$

Sind aber alle Elemente der Dynamikmatrix über $\Delta \underline{A} = -\underline{B} \underline{K}$ frei modifizierbar, so verdeutlicht die modale Zerlegung von $\underline{A}_{\text{mod}}$ nach Gl.8.1.15 bzw. Gl.8.1.16

$$\underline{A}_{\text{mod}} v_i = v_i \lambda_i \Rightarrow \underline{A}_{\text{mod}} \underline{V} = \underline{V} \underline{A} \Leftrightarrow \underline{A}_{\text{mod}} = \underline{A} + \Delta \underline{A} = \underline{V} \underline{A} \underline{V}^{-1}, \quad (12.3.13)$$

daß neben den Eigenwerten (Diagonalmatrix $\underline{\Lambda}$) auch sämtliche Eigenvektoren (bis auf jeweils einen konstanten Vorfaktor) als Spalten der Modalmatrix \underline{V} theoretisch frei vorgebbar wären, womit nach Gl.8.1.19 und Gl.8.1.20 das gesamte dynamische Verhalten bzw. die Charakteristik (in Form von Zeitverlauf und Beteiligung der Bewegungsgrößen) dem Systems durch die Zustandsregelung beliebig aufgeprägt werden könnte („Vollständige Modale Synthese“). Die zugehörige Rückführmatrix \underline{K} , welche in diesem Fall exakt die gewünschten bzw. vorgegebenen Eigenwerte und -vektoren zuweist, ließe sich direkt durch Einsetzen von $\underline{A}_{\text{mod}}$ bzw. $\Delta \underline{A}$ aus Gl.12.3.13 in Gl.12.3.12 bestimmen.

In dem praktisch relevanten Fall, daß nur $p < n$ Stellgrößen verfügbar sind, könnte man den Zustandsvektor so umordnen, daß die $p \times p$ -Matrix \underline{B}_1 regulär wird. Für einen beliebigen Eigenwert der modifizierten Dynamikmatrix gilt dann

³ In diesem und den beiden folgenden Unterkapiteln werden neuere, erfolgreiche Regelungstheorien behandelt. Die in der zugehörigen Literatur eingeführten Schreibweisen werden hier beibehalten, obwohl sie nicht den in diesem Buch üblichen entsprechen. Dieser Text soll ja zugleich auch eine Einführung in die Literatur zu diesen Theorien (u.a. zur Robusten Regelung) geben.

$$\begin{aligned}\underline{A}_{\text{mod}} \underline{v}_i &= \left(\begin{bmatrix} \underline{A}_{11} & \underline{A}_{12} \\ \underline{A}_{21} & \underline{A}_{22} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \underline{B}_1^{(p \times p)} \\ \underline{B}_2^{(n-p \times p)} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \underline{K}_1 & \underline{K}_2 \end{bmatrix} \right) \begin{bmatrix} \underline{v}_{i1} \\ \underline{v}_{i2} \end{bmatrix} \\ &= \left(\begin{bmatrix} \underline{A}_{11} & \underline{A}_{12} \\ \underline{A}_{21} & \underline{A}_{22} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \underline{B}_1 \underline{K}_1 & \underline{B}_1 \underline{K}_2 \\ \underline{B}_2 \underline{K}_1 & \underline{B}_2 \underline{K}_2 \end{bmatrix} \right) \begin{bmatrix} \underline{v}_{i1} \\ \underline{v}_{i2} \end{bmatrix} = \underline{v}_i \lambda_i.\end{aligned}\quad (12.3.14)$$

Aus dem Vergleich mit Gl.12.3.12 ergibt sich direkt, daß lediglich die ersten p Zeilen von \underline{A} gezielt verändert werden können, während die restlichen $(n - p)$ davon abhängen. Dies legt den Schluß nahe, daß offenbar auch nur die ersten $p \times n$ Elemente (\underline{v}_{i1}) der Eigenvektoren vorgegeben werden können, während die übrigen $(n - p) \times n$ Elemente (\underline{v}_{i2}) zwangsläufig daraus resultieren. Da \underline{B}_1 regulär ist, bestimmt sich die Rückführmatrix eindeutig aus der gewünschten Modifikation des zugehörigen Teils der Systemmatrix:

$$\begin{aligned}\underline{K} &= [\underline{K}_1 \underline{K}_2] = -\underline{B}_1^{-1} [\Delta \underline{A}_{11} \Delta \underline{A}_{12}] \\ &= -\underline{B}_1^{-1} [(A_{11mod} - A_{11}) (A_{12mod} - A_{12})].\end{aligned}\quad (12.3.15)$$

Die über die Gln.12.3.14 und 12.3.15 eingeführte Heuristik liefert aber noch kein Entwurfsverfahren, da völlig offen bleibt, welche Eigenwert-/Eigenvektor-Kombinationen zuweisbar sind und wie eine gewünschte Eigenvektorkonfiguration bestmöglich erreicht werden kann. Diese Problematik wird im folgenden Abschnitt „Direkte Eigenstrukturvorgabe“ behandelt. Dort erfolgt auch die Erweiterung der Methodik zur Berücksichtigung praktischer Bedürfnisse, wie z. B. unvollständige Zustands- oder Ausgangsrückführung, womit das Verfahren der Anwendung in den verschiedensten Bereichen der Regelung zugänglich gemacht werden konnte.

Die Eigenvektoren legen gemäß Gl.8.1.19 und Gl.8.1.20 die Relationen zwischen den Bewegungsgrößen innerhalb der Eigenformen (*modes*) fest und stehen in einem engen funktionalen Zusammenhang mit den Zähernullstellen der Übertragungsfunktionen /Stevens 92/. Dementsprechend lassen sich wesentliche Flugeigenschaftsforderungen, wie z. B. der Anteil der Taumelschwingung in der Querruder-/Rollkommandoantwort oder das Verhältnis Φ/β (Roll-Gier-Kopplung) nach Amplitude und Phasenlage, direkt in Eigenwert-/Eigen-Vektorkriterien umsetzen, wodurch eine effektive Anpassung des Antwortverhaltens (*response shaping*) über Eigenstrukturvorgabe ermöglicht wird. In /Davidson An 96/ wird beispielsweise ausführlich die explizite Umsetzung von elementaren Flugeigenschaftskriterien (nach /MIL-STD-1797 04/) in Richtlinien für Eigenvektorgaben (*eigenvector guidelines*) für die Seitenbewegung beschrieben.

Insbesondere können durch Vorgabe einer entsprechenden Eigenstruktur bestimmte Freiheitsgrade oder Bewegungsgrößen bzw. spezifische Ausgänge von Eingängen entkoppelt werden, womit günstige Voraussetzungen für den Entwurf eines darauf aufsetzenden Vorgabereglers oder Autopiloten geschaffen werden. Die Tatsache, daß die Struktur der Modalmatrix V eng mit der Parameterempfindlichkeit eines Systems zusammenhängt, läßt sich ferner nutzen, die Robustheit der Regelung gezielt zu erhöhen (vgl. Abschnitt „Robuste Eigenstrukturvorgabe“).

Direkte Eigenstrukturvorgabe

Die direkte Eigenstrukturvorgabe (ESV bzw. EA von *Eigenstructure Assignment*) wurde Mitte bis Ende der 80er Jahre als Erweiterung der Polvorgabe für Mehrgrößensysteme entwickelt und hat seitdem vielfältige erfolgreiche Anwendungen in der Regelung von verkoppelten Systemen, speziell der Flugzeug-Seitenbewegung und bei Helikoptern, gefunden, vgl. [/Heller 99/](#), [/DelaCruz Ru 97/](#), [/Faleiro Pr 96/](#), [/Hiesener 89/](#), [/LeGorrec Ma 97/](#), [/Garrard 98/](#). Die Theorie der Eigenstrukturvorgabe, basierend auf den grundlegenden Überlegungen von [/Moore 76/](#) ist z. B. in [/Strinathkumar 78/](#), [/Faleiro 98/](#), [/Faleiro Pr 97/](#), [/Magni 97/](#) zu finden; hier sollen nur die für eine Anwendung in der Flugregelung benötigten Grundlagen in Form eines einfach zu programmierenden Algorithmus kurz dargestellt werden.

Unter der Voraussetzung vollständiger Zustandssteuerbarkeit können bei proportionaler Rückführung des gesamten Zustandsvektors (Dimension n) auf eine Stellgröße sämtliche Eigenwerte (Pole) des Systems theoretisch beliebig verschoben werden (Polvorgabe nach Ackermann, s. Kap.[12.3.2](#)). Bei Verfügbarkeit von mehreren unabhängigen Stellgrößen (d. h. die Steuermatrix besitzt vollen Spaltenrang p) lassen sich die zusätzlichen Entwurfsfreiheitsgrade zur partiellen Modifikation der Eigenvektoren nutzen. Betrachtet man den realistischen Fall, daß nicht der gesamte Zustandsvektor meßbar ist und somit eine Ausgangsrückführung mit q Meßgrößen entsprechend Gl.[12.3.16](#) vorliegt, wobei allgemein und speziell auch für Flugregelungsprobleme $p < q < n$ gilt, so lassen sich q Eigenwerte λ_i und jeweils p Elemente der zugehörigen Eigenvektoren \underline{v}_i über die Rückführmatrix \underline{K} vorgeben, sofern das System sowohl steuer- als auch beobachtbar ist.

Dieses wichtige Ergebnis wie auch die gesamte ESV-Systematik basiert auf der Eigenwert-/Eigenvektorzerlegung des Prozeßmodells mit Ausgangsrückführung, welche durch Modaltransformation der Zustandsgleichungen (vgl. Kap.[8.1.1](#)) bestimmt wird (modale Regelung). Durch Substitution des Regelgesetzes in die linearisierte Streckendynamik erhält man die Zustandsgleichungen des Systems bei Ausgangsrückführung:

$$\begin{aligned} \underline{u} &= -\underline{K} \underline{y} \Rightarrow \dot{\underline{x}} = (\underline{A} - \underline{B} \underline{K} \underline{C}) \underline{x} \\ \underline{A}_{\text{mod}} &= (\underline{A} - \underline{B} \underline{K} \underline{C}) . \end{aligned} \quad (12.3.16)$$

Somit lautet das Eigenwertproblem für den Prozeß mit Ausgangsrückführung:

$$\underline{A}_{\text{mod}} \underline{v}_i = \lambda_i \underline{v}_i \Leftrightarrow (\underline{A} - \underline{B} \underline{K} \underline{C}) \underline{v}_i = \lambda_i \underline{v}_i , \quad (12.3.17)$$

wobei λ_i und \underline{v}_i die gewünschte vorzugebende i -te Eigenform repräsentieren ($i = 1, \dots, q$). Durch Umstellung der Gl.[12.3.17](#) unter Einführung der Eingangsrichtungen \underline{z}_i erhält man folgende homogene lineare Matrixgleichung:

$$[\lambda_i \underline{I} - \underline{A} \underline{B}] \begin{bmatrix} \underline{v}_i \\ \underline{z}_i \end{bmatrix} = \underline{0} \quad \text{mit} \quad \underline{z}_i =: \underline{K} \underline{C} \underline{v}_i , \quad (12.3.18)$$

deren nichttriviale Lösungen im Nullraum (Kernel) der Matrix $[\lambda_i \underline{I} - \underline{A} \ \underline{B}]$ liegen:

$$\begin{bmatrix} \underline{v}_i \\ \underline{z}_i \end{bmatrix} \in \text{Ker} [\lambda_i \underline{I} - \underline{A} \ \underline{B}] . \quad (12.3.19)$$

Die ersten n Zeilen dieses Nullraumes bilden eine Basis für den Unterraum $\underline{N}_{\lambda i}$, der die zum Eigenwert λ_i erreichbaren Eigenvektoren \underline{v}_i beinhaltet. Die Bestimmung des Nullraumes erfolgt im allgemeinen numerisch über die Singulärwertzerlegung (SVD, *Singular Value Decomposition*), vgl. Kap.8.1.5 und [/Skogestad Po 05/](#). Für den Fall, daß die Stellmatrix \underline{B} und die Ausgangsmatrix \underline{C} vollen Spalten- bzw. Zeilenrang besitzen (linear unabhängige Steuer- bzw. Meßgrößen) und der vorzugebende Eigenwert λ_i nicht mit einem Pol des offenen Kreises zusammenfällt (d. h. die Matrix $[\lambda_i \underline{I} - \underline{A}]$ regulär ist), läßt sich der erreichbare Eigenvektorraum $\underline{N}_{\lambda i}$ auch analytisch angeben. Aus Gl.12.3.18 folgt unter diesen Voraussetzungen:

$$\underline{v}_i = -[\lambda_i \underline{I} - \underline{A}]^{-1} \underline{B} \underline{z}_i \Rightarrow \underline{v}_i = \underline{N}_{\lambda i} \underline{z}_i \quad \text{mit} \quad \underline{N}_{\lambda i} = -[\lambda_i \underline{I} - \underline{A}]^{-1} \underline{B}, \quad (12.3.20)$$

und $\underline{N}_{\lambda i}$ definiert den p -dimensionalen Unterraum, in dem der Eigenvektor \underline{v}_i zum Eigenwert λ_i vorgegeben werden kann. Hierbei legt also der Rang der Stellmatrix bzw. die Anzahl der Steuerungen p die Dimension des Raumes $\underline{N}_{\lambda i}$ fest und der Wertebereich von $\underline{N}_{\lambda i}$ stellt eine Beschränkung für die Wahl der Eigenvektoren \underline{v}_i dar. Wird ein Eigenvektor spezifiziert, der genau in dem Unterraum $\underline{N}_{\lambda i}$ liegt, kann das Paar $(\lambda_i, \underline{v}_i)$ exakt über die Rückführmatrix K zugewiesen werden. Da aber die Festlegung der gewünschten Eigenvektoren \underline{v}_{id} anhand von Flugeigenschaftsforderungen und übergeordneten Entwurfskriterien erfolgt, werden die \underline{v}_{id} im allgemeinen nicht in dem Unterraum $\underline{N}_{\lambda i}$ liegen, und als beste Näherung im Sinne der kleinsten Fehler-Quadrate wird deren orthogonale Projektion in den Unterraum bestimmt, s. Bild 12.31. Das lineare Ausgleichsproblem (Gauß-Transformation) liefert zunächst für die Eingangsrichtungen:

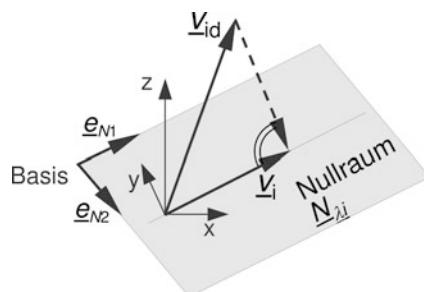


Bild 12.31 Projektion des vorgegebenen Eigenvektors in den erreichbaren Eigenvektorraum (Beispiel für 3-dimensionalen Zustandsraum und zwei Stellgrößen)

$$\underline{z}_i = \underline{N}_{\lambda i}^+ \underline{v}_{id} \quad \text{mit} \quad \underline{N}_{\lambda i}^+ = \left(\underline{N}_{\lambda i}^H \underline{N}_{\lambda i} \right)^{-1} \underline{N}_{\lambda i}^H, \quad (12.3.21)$$

wobei $\underline{N}_{\lambda i}^+$ die Moore-Penrosesche Pseudo-Inverse (Linksinverse) und $\underline{N}_{\lambda i}^H$ die konjugiert-komplex Transponierte (hermitische Adjungierte) bezeichnet (s. Gl.8.1.62 und [/Skogestad Po 05/](#)). Falls eine vollständige Spezifikation von \underline{v}_{id} nicht erforderlich ist, können durch Einführung einer positiv semi-definiten Gewichtungsmatrix $\underline{Q}_{\lambda i}$ (mit Mindestrang p) die relevanten Eigenvektorelemente über $\underline{v}'_{id} = \underline{Q}_{\lambda i} \underline{v}_{id}$ präziser vorgegeben werden. Die restlichen Komponenten bleiben dann unspezifiziert, vgl. Gl.8.1.70:

$$\underline{z}_i = \left(\underline{N}_{\lambda i}^H \underline{Q}_{\lambda i} \underline{N}_{\lambda i} \right)^{-1} \underline{N}_{\lambda i}^H \underline{Q}_{\lambda i} \underline{v}_{id} \quad \text{mit} \quad \underline{v}'_{id} = \underline{Q}_{\lambda i} \underline{v}_{id}. \quad (12.3.22)$$

Nach Berechnung der jeweiligen Eingangsrichtung \underline{z}_i zu einem gewünschten Paar $(\lambda_i, \underline{v}_{id})$ über Gl.12.3.22 lassen sich schließlich die zugehörigen, tatsächlich erreichbaren Eigenvektoren \underline{v}_i anhand von Gl.12.3.20 bestimmen. Die Rückführmatrix \underline{K} , welche die q vorgegebenen Eigenwerte λ_i zusammen mit den erreichbaren Eigenvektoren \underline{v}_i zuweist, wird letztlich auf Basis von Gl.12.3.18 ermittelt:

$$\underline{K} = \left[\underline{z}_1, \dots, \underline{z}_q \right] \left(\underline{C} \left[\underline{v}_1, \dots, \underline{v}_q \right] \right)^{-1} = \underline{Z} (\underline{C} \underline{V})^{-1}, \quad (12.3.23)$$

wobei die Eigenvektoren in der Modalmatrix \underline{V} und die Eingangsrichtungen zur Matrix \underline{Z} zusammengefaßt werden und entsprechend der Modaltransformation (Gl.8.1.16 bzw. Gl.12.3.13) eine linear unabhängige Vorgabe der Eigenvektoren vorausgesetzt wird (Regularität der Modalmatrix).

Durch die beschriebene Methodik ist somit ein Entwurfsverfahren gegeben, mit dem q Eigenwerte exakt und die zugehörigen Eigenvektoren partiell (d.h. jeweils p Elemente) zugewiesen werden können. Gegenüber der Ausgangsrückführung auf eine Stellgröße können dadurch $q(p - 1)$ Entwurfsfreiheitsgrade zusätzlich gezielt eingesetzt werden. (Hierbei ist zu beachten, daß die Eigenvektoren als Lösung einer homogenen Gleichung nur bis auf einen konstanten Vorfaktor bestimmt sind und somit ein Element des Eigenvektors stets frei wählbar ist.)

Für eine typische Anwendung in der Flugzeugseitenbewegung gilt bei Verfügbarkeit der Meßgrößen $\underline{y} = [r, \beta, p, \Phi]^T$ und Erweiterung der Gl.8.4.20 um jeweils ein Aktuatormodell 1. Ordnung für Quer- und Seitenruder beispielsweise: $n = 6$, $q = 4$ und $p = 2$ (wobei die Aktuatoreingänge $\underline{u} = [\xi_{\text{dem}}, \zeta_{\text{dem}}]^T$ die neuen Steuergrößen repräsentieren). D. h., vier Eigenwerte (Taumelschwingung, Roll- und Spiralbewegung) plus je ein zusätzliches Element bzw. Zustandsgrößenverhältnis der zugehörigen Eigenvektoren können exakt zugewiesen werden.

Da die Eigenvektoren die Beteiligung der Zustände an den Eigenformen bestimmen und ein enger funktionaler Zusammenhang mit den Zählnullstellen der Übertragungsfunktionen besteht, können wesentliche Flugeigenschaftsforderungen direkt in Eigenwert-/Eigenvektorrichtlinien transformiert werden, womit eine gezielte

Tabelle 12.1 Vorgegebene Eigenstruktur für den Seitenbewegungs-Basisregler eines Kleinflugzeuges

Eigenform		Spiralbewegung	Rollbewegung	Taumelschwingung
Vorgegebener Eigenwert λ_d		$\lambda_d = -0,4s^{-1}$	$\lambda_d = -1,5s^{-1}$	$\lambda_d = (-2,2 \pm 2,0j) s^{-1}$
		$T_s = 2,5s$	$T_R = 0,67s$	$D = 0,74, \omega_0 = 3,0s^{-1}$
Gewünschter Eigenvektor v_d	r	×	×	×
	β	0	0	×
	p	×	×	0
	ϕ	×	×	0
0 \cong zu Null gewähltes Eigenvektor-Element		$x \cong$ unbeschränkter Eintrag		

Vorgabe der Eigenstruktur und somit des Systemverhaltens in Hinsicht auf die Bereitstellung exzellenter Flugeigenschaften unterstützt wird. Tabelle 12.1 zeigt hierzu exemplarisch eine für das obige Beispiel der Flugzeugseitenbewegung sinnvolle und mit den „MIL Level 1“-Kriterien konforme Eigenvektor-/Eigenwertvorgabe.

Zusätzlich können durch Einbezug der Pol-Eingangs- und Ausgangsrichtungen $w_i^H B$ bzw. $C v_i$ (Skogestad Po 05) spezifische Ausgänge von Eingängen entkoppelt werden (dynamische Entkopplung, Magni 97), womit eine geeignete Plattform für einen darauf aufsetzenden Führungsregler oder Autopiloten, z. B. im Hinblick auf eine dezentrale Regelung, bereitgestellt werden kann. Weitere Vorteile dieses Verfahrens liegen in der Verwendung von proportionalen Rückführungen (keine dynamischen Elemente nötig) sowie in der vertieften Einsicht in die Systemdynamik, die durch eine Vorgabe von Eigenwerten und Eigenvektoren vermittelt wird.

Eine gewisse Problematik hingegen ergibt sich aus der Tatsache, daß zum einen die erforderliche Stellaktivität in dem Entwurfsverfahren keine Berücksichtigung findet und zum anderen für die $n - q$ nicht vorgebbaren Eigenwerte keine Beschränkung eingebracht werden kann, so daß bei ungünstigem Ansatz der Eigenstruktur Stabilitätsprobleme hinsichtlich dieser Pole auftreten können. Auch hier gilt naturgemäß (s. Gl. 12.3.12 und Gl. 12.3.15)), daß die Reglerkoeffizienten und damit die Steuerausschläge u um so größer werden, je weiter die gewünschten Eigenwerte/Eigenvektoren von denen der ursprünglichen Strecke entfernt sind (d. h. je „größer“ ΔA wird). Von daher ist der Entwurf stets als iterativer Prozeß anzusetzen und nach jedem Entwurfsschritt ein Gütekriterium unter Einbezug des Stellauwands, der dynamischen Eigenschaften sowie der Robustheit auszuwerten.

Die direkte Eigenstrukturvorgabe zielt in erster Linie auf eine Modifikation der Stabilitätseigenschaften und des Übertragungsverhaltens ab, ohne dabei Robustheitskriterien von vornherein in den Entwurf mit einzubeziehen (und gehört somit definitionsgemäß nicht zu den Methoden der robusten Regelung). Da jedoch, wie in Kap. 12.3.6 erläutert, die Robustheit gegenüber Parameterschwankungen eines der primären Entwurfsziele darstellt, wird im folgenden Abschnitt eine Erweiterung des Verfahrens vorgestellt, die durch Einbezug von verschiedenen Streckenmodellen zu einer „robusten Eigenstrukturvorgabe“ führt.

Robuste Eigenstrukturvorgabe (Multi-Modell-Ansatz)

Um die Vorteile, die eine Eigenstrukturvorgabe hinsichtlich der Modifikation der Stabilitäts- und Kopplungs-Eigenschaften sowie des Übertragungsverhaltens bietet, mit der Forderung nach Robustheit zu verbinden sind verschiedenartige Ansätze untersucht worden, die Verfahren der modalen mit Methoden der robusten Regelung zu kombinieren, vgl. z. B. [/Heller 99/](#), [/Liu Pa 96/](#). Hierbei zeigt sich insbesondere die Struktur der Modalmatrix \underline{V} von Bedeutung, die in einem engen Zusammenhang mit der Empfindlichkeit des Regelungssystems gegenüber Parameteränderungen steht, indem die Sensitivität der Eigenwerte mit zunehmender Orthogonalisierung der Eigenvektoren verringert wird [/DelaCruz Ru 97/](#), [/Faleiro Ma 97/](#). Einen vielversprechenden Ansatz, der zu einem robusten Entwurf führt, bietet die Multi-Modell-Eigenstrukturvorgabe, welche 1997 von Magni [/Magni 97/](#) eingeführt wurde und im Prinzip eine geradlinige Erweiterung der Multi-Modell-Polgebietsvorgabe (vgl. Kap.[12.3.3](#)) für Mehrgrößensysteme darstellt. Durch Einbezug von mehreren (multiplen) Streckenmodellen wird dabei eine gewisse Robustheit gegenüber Parameterschwankungen gewährleistet, die im Verlauf des Entwurfsprozesses iterativ auf ein adäquates bzw. gefordertes Maß erhöht werden kann.

Die Multi-Modell-Eigenstrukturvorgabe bietet die Möglichkeit, ein Regelungssystem mit festeingestellten Koeffizienten zu entwerfen, das die Regelstrecke für einen Satz repräsentativer Streckenmodelle mit einem gewünschten dynamischen Verhalten unter Berücksichtigung von Robustheitskriterien simultan stabilisiert. Die prinzipielle Entwurfsprozedur ist in Bild [12.32](#) in Form eines iterativen Verfahrens schematisch dargestellt. Zunächst wird ein Initialentwurf für ein mittleres Streckenmodell durchgeführt, bei dem q Eigenwerte λ_i mit zugehörigen Eigenvektoren \underline{v}_i günstig – im Sinne der Flugeigenschaften – über direkte Eigenstrukturvorgabe (ESV) zugewiesen werden. Die Analyse der Stabilitätseigenschaften des über den Initialentwurf \underline{K}_0 geschlossenen Kreises unter Einbezug aller k Modelle weist mögliche kritische (sensitive) Flugzustände aus, bei denen eine Bewegungsform die Flugeigenschaftsforderungen verletzt bzw. deren Eigenwerte bedeutenden Abweichungen gegenüber der nominellen Vorgabe unterliegen. Für jedes dieser kritischen Prozeßmodelle wird dann eine partielle Eigenstrukturvorgabe durchgeführt, wobei jeweils nur die zugehörige sensitive Bewegungsform mittels der Gl.[12.3.20](#) und Gl.[12.3.22](#) geeignet vorzugeben ist. Über eine gezielte Spezifikation der sensiven Streckenmodelle mit möglichst großem Abstand zwischen den Flugzuständen – im Gegensatz zur Verwendung von kompatiblen Modellen – lässt sich dabei die zu erwartende Robustheit bei der Regler-Synthese maximieren.

Aus dieser Vorgehensweise resultiert ein Satz von q erreichbaren Eigenvektoren \underline{v}_i und zugehörigen Eingangsrichtungen \underline{z}_i , der die besonderen Eigenschaften der diversen sensitiven Modelle repräsentiert. Faßt man die Vektoren $\underline{v}_i, \underline{z}_i$ wieder zu einer Modalmatrix \underline{V} bzw. Matrix \underline{Z} zusammen, so lässt sich anschließend eine Rückführmatrix \underline{K} entsprechend Gl.[12.3.23](#) synthetisieren, welche die gewünschte vorgegebene Eigenstruktur simultan für alle k Flugzustände bestmöglich zuweist. Nach der erstmaligen Berechnung der Reglermatrix \underline{K} werden anhand verschiedener Gütekriterien die Eigenschaften des geschlossenen Kreises für alle Streckenmodelle

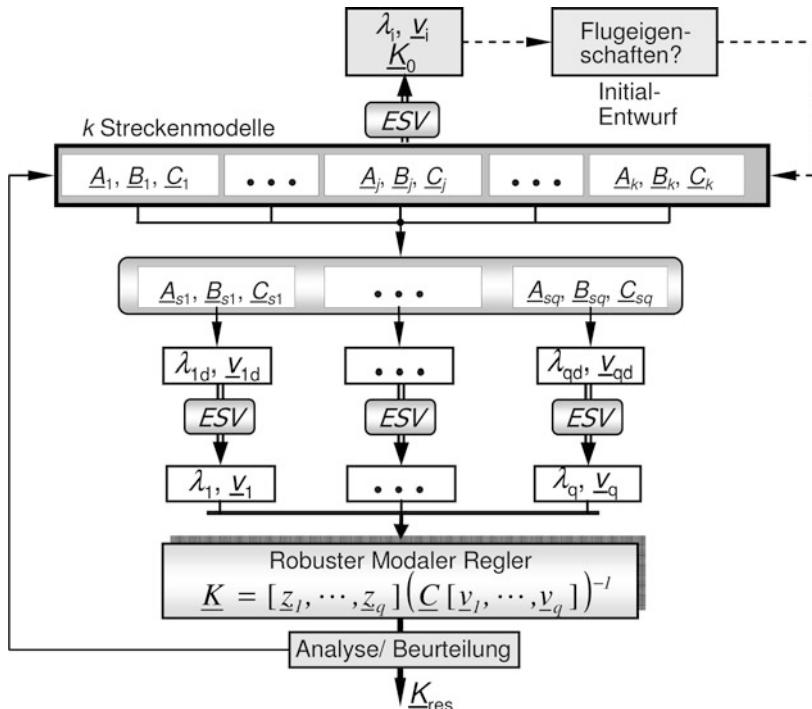


Bild 12.32 Prinzip und Entwurfszyklus der robusten Multi-Modell-Eigenstrukturvorgabe

überprüft und unter Verwendung der daraus gewonnenen Erkenntnisse ein neuer Entwurfszyklus des Reglers initialisiert (iterativer Entwurf). Der beschriebene Entwurfszyklus wird sukzessive wiederholt, bis der Regler den geforderten Ansprüchen genügt und nur noch geringfügige Änderungen im Gütefunktional feststellbar sind.

Als Gütekriterien werden dabei sinnvollerweise sowohl Stabilitäts- und Kopplungseigenschaften zur Beurteilung des dynamischen Verhaltens als auch Mehrgrößen-Robustheitsmaße auf Basis der H_∞ -Norm (s. Kap. 12.3.6) sowie des Konditionierungs-Index c_0 der Modalmatrix \underline{V} herangezogen: $c_0 = \bar{\sigma}(\underline{V}) / \underline{\sigma}(\underline{V})$ / Skogestad Po 05/, wobei c_0 ein Maß für die Orthogonalität der Eigenvektoren darstellt und $\bar{\sigma}(\underline{V})$ bzw. $\underline{\sigma}(\underline{V})$ den maximalen bzw. minimalen Singulärwert von \underline{V} bezeichnet ($c_0 \rightarrow \infty$ bei linear abhängigen Eigenvektoren).

Dieser Ansatz folgt dem Konzept, die Forderungen hinsichtlich des Übertragungsverhaltens (Zeitbereich) durch Eigenstrukturvorgabe mit denen bezüglich der Robustheit (Frequenzbereich) über H_∞ -Analyse zu verbinden. Die diesbezüglichen Vorteile bestehen insbesondere darin, daß eine spezifische Vorgabe des Übertragungsverhaltens (*response shaping*) mit reiner H_∞/μ -Synthese kaum möglich ist /Liu Pa 96/ und sich dabei im allgemeinen Regler hoher Ordnung (mit Reglerordnung \geq Streckenordnung) ergeben die zudem einer aufwendigen Parameter-Adaptation (*gain-scheduling*) bedürfen, s. Kap. 12.4.2. Dem gegenüber resultiert aus

der Multi-Modell-Eigenstrukturvorgabe ein robuster modaler Regler mit proportionalen Rückführungen, bei dem auf eine Nachführung der Verstärkungen verzichtet werden kann.

12.3.5 Dynamische Inversion

Die Dynamische Inversion ist ein Verfahren, um nichtlineare dynamische Eigenschaften einer Regelstrecke zu kompensieren und durch erwünschtes Verhalten zu ersetzen. Mit Hilfe eines geeigneten Eingangssignals $\underline{u}(t)$ kann so das Ein-/Ausgangsverhalten linear werden. Daher wird in diesem Zusammenhang auch der Begriff Ein-/Ausgangslinearisierung (*feedback linearisation*) verwendet. Zur Methode der Dynamischen Inversion steht inzwischen eine umfassende Theorie zur Verfügung (*/Isidori 95/, /Slotine We 91/, /Lin 94/*).

Hier soll das Verfahren an einem einfachen Beispiel erklärt werden. Wir gehen von einem System aus, das ausreichend genau durch lineare Zustandsdifferentialgleichungen mit gleicher Anzahl von Ein- und Ausgangsgrößen beschrieben wird (vgl. Gl.12.1.1)

$$\begin{aligned}\dot{\underline{x}}(t) &= \underline{A} \underline{x}(t) + \underline{B} \underline{u}(t) \\ \underline{y}(t) &= \underline{C} \underline{x}(t) .\end{aligned}\quad (12.3.24)$$

Es soll erreicht werden, daß der Ausgangsvektor $\underline{y}(t)$ einem Referenzvektor $\underline{r}(t)$ folgt, der Fehler sei also

$$\underline{e}(t) = \underline{r}(t) - \underline{y}(t) .\quad (12.3.25)$$

Differenziert man den Ausgangsvektor, so ergibt sich

$$\begin{aligned}\dot{\underline{y}}(t) &= \underline{C} \dot{\underline{x}}(t) \\ &= \underline{C} [\underline{A} \underline{x}(t) + \underline{B} \underline{u}(t)] \\ &= \underline{C} \underline{A} \underline{x}(t) + \underline{C} \underline{B} \underline{u}(t) .\end{aligned}\quad (12.3.26)$$

Unter der Annahme, daß das Produkt $\underline{C} \underline{B}$ existiert, ungleich Null und invertierbar ist, kann man einen Pseudo-Steuergroßenvektor definieren

$$\underline{v} = \underline{C} \underline{B} \underline{u} + \underline{C} \underline{A} \underline{x} - \dot{\underline{r}} ,\quad (12.3.27)$$

woraus sich der Eingangsvektor zu

$$\underline{u} = (\underline{C} \underline{B})^{-1} (\dot{\underline{r}} - \underline{C} \underline{A} \underline{x} + \underline{v})\quad (12.3.28)$$

ergibt. Einsetzen in die differenzierte Ausgangsgleichung Gl.12.3.26 führt auf

$$\begin{aligned}\dot{\underline{y}} &= \underline{C} \underline{A} \underline{x} + \underline{C} \underline{B} \underline{u} \\ &= \underline{C} \underline{A} \underline{x} + \underline{C} \underline{B} (\underline{C} \underline{B})^{-1} (\dot{\underline{r}} - \underline{C} \underline{A} \underline{x} + \underline{v}) \\ &= \dot{\underline{r}} + \underline{v}\end{aligned}\quad (12.3.29)$$

und mit Gl.12.3.25 auf

$$\dot{\underline{e}} = -\underline{v}. \quad (12.3.30)$$

Diese Gleichung beschreibt die Fehlerdynamik des Systems, die durch eine Aufschaltung

$$\underline{v} = \underline{K} \underline{e} \quad (12.3.31)$$

beeinflußbar ist:

$$\dot{\underline{e}} = -\underline{K} \underline{e}. \quad (12.3.32)$$

Nach Abklingen des Fehlers $\underline{e}(t)$ entspricht der Ausgang $\underline{y}(t)$ dem Referenzvektor $\underline{r}(t)$ (s. Gl.12.3.25). Bild 12.33 zeigt die Struktur der Regelung mit Dynamischer Inversion, sie hat Ähnlichkeit mit der Struktur einer Modellfolgeregelung (vgl 13.3)

Auch wenn die vereinfachenden Annahmen dieses Beispiels (gleiche Anzahl von Ein- und Ausgängen, das Produkt $\underline{C} \underline{B}$ existiert, ist ungleich Null und invertierbar, vollständige Zustandsvektor-Rückführung) nicht zutreffen, ist die Methode der Dynamischen Inversion anwendbar. Näheres darüber ist in der Literatur (z. B. /Isidori 95/) zu finden. Anwendungen beim Entwurf von Flugreglern enthalten /Bugajski 94/, /Magni 97/, /Sinha Ray 99/, /Looye 08/.

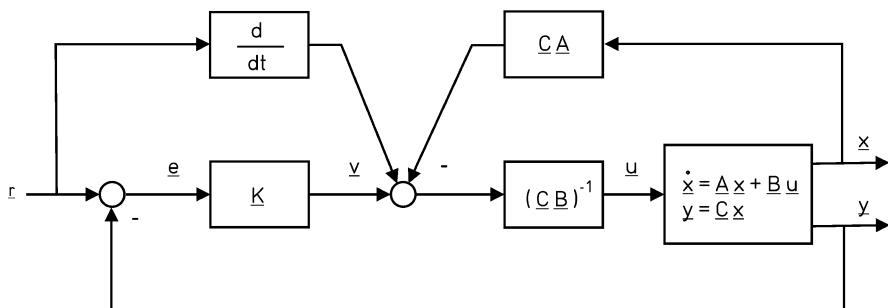


Bild 12.33 Struktur der Dynamischen Inversion

12.3.6 Robuste Regelung

Der Reglerentwurf, wie er in den vorhergehenden Abschnitten vorgestellt wurde, unterliegt im wesentlichen vier Einschränkungen:

1. Das Prozeßmodell ist linear und enthält damit keinerlei Begrenzungen. Insbesondere die Stellgrößen sind aber nach Amplitude, Bandbreite oder Leistung beschränkt.
2. Der Prozeß ist auf den für die jeweilige Aufgabe relevanten Teil reduziert, es werden z. B. die elastischen Freiheitsgrade des Flugzeugs oder die Stell- und Meßdynamik vernachlässigt. Das Modell ist z. T. sogar von der Struktur her nicht genau bekannt, das trifft beispielsweise für instationäre aerodynamische Einflüsse zu.
3. Die Parameter des reduzierten und linearisierten Modells schwanken oder sind nur ungenau bekannt.
4. Die Meßsignale werden als fehlerfrei angenommen, obwohl sie in der Realität durch Nullpunktfehler (*bias*), Proportionalitätsfehler und Störrauschen, Amplitudenquantisierung oder Abtastung verfälscht sind.

Beim Flugreglerentwurf sind alle vier Einschränkungen zu berücksichtigen. Dieser muß die beiden Ziele verfolgen

- im gesamten Betriebsbereich trotz der Modell- und Parameterunsicherheiten unter allen Umständen Stabilität und akzeptable Flugeigenschaften zu garantieren,
- bei vorhandenen Meßunsicherheiten den besten Kompromiß zwischen Führungsgenauigkeit, Störunterdrückung und Stellaktivität zu erreichen.

Dieses Ziel wollen wir als „robuste Regelung“ bezeichnen, obwohl mit diesem Begriff häufig nur der obige Punkt 3 angesprochen wird. Es handelt sich hier wohl-gemerkt nicht um kleine Parameterabweichungen von einem ansonsten vollständig bekannten Modell, deshalb führen übliche Empfindlichkeitsbetrachtungen nicht weiter. Es geht u. a. vielmehr um strukturelle Modellunsicherheiten oder -vereinfachungen. Diese erfordern „robuste“ Lösungen, die u. U. relativ konservativ und im mathematischen Sinn nicht „optimal“ sind, dabei aber eine gewisse Sicherheitsreserve bieten */Adams 94/*.

Standardstruktur⁴

Eine mögliche Struktur eines unsicheren geregelten Systems ist in Bild 12.34 dargestellt. Dabei ist G die Regelstrecke und K der Regler. Die Konfiguration beschreibt verschiedene Arten von Unsicherheiten, die in realen Systemen immer vorhanden

⁴ Im allgemeinen Fall sind die betrachteten Elemente Übertragungsmatrizen und die Signale Vektoren. In diesem Unterkapitel werden sie daher nicht zusätzlich gekennzeichnet.

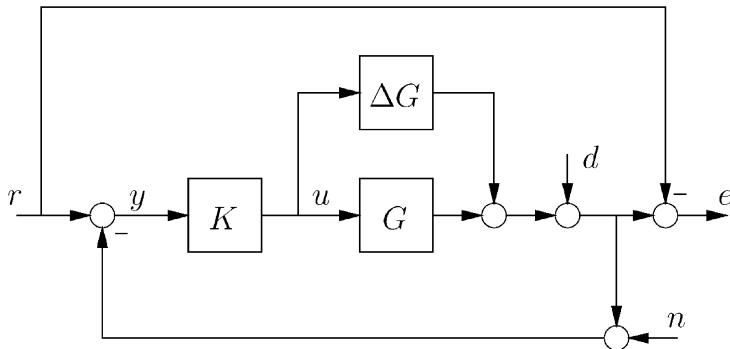


Bild 12.34 Unsicheres, geregeltes System mit Störeingängen

sind. Dazu gehören Störungen d am Streckenausgang (z.B. Böen) und Meßrauschen n im Rückführsignal. Eine Streckenunsicherheit ist durch die additive Unsicherheit ΔG repräsentiert (z.B. nicht modellierte Dynamik oder Parameterunsicherheiten). r beschreibt die Führungsgröße und e den Regelfehler. Die Konfiguration in Bild 12.34 ist physikalisch klar interpretierbar, jedoch sind auch eine Vielzahl anderer Konfigurationen möglich, z.B. Regler mit Vorsteuerung, multiplikative Streckenunsicherheiten usw.

Um all diese Fälle zu behandeln, wurde im Bereich der robusten Regelung eine verallgemeinerte Darstellung eingeführt /Zhou Do 96/, die in Bild 12.35 gezeigt ist. Dabei wird P als generalisierte Strecke bezeichnetet, die neben dem Streckenmodell G auch Filterfunktionen zur Spezifikation des Spektrums der Meßrausch- und Störungseingänge beinhalten kann. K ist der generalisierte Regler und Δ ist eine Unsicherheit, deren Norm jedoch beschränkt ist. Der Signalvektor v beinhaltet alle externen Eingangsgrößen in das System. Dazu gehören externe Störungen, Meßrauschen und die Führungsgrößen. Dabei beinhaltet e alle Signale, die zur Bewertung der Leistung des Systems notwendig sind. Dazu gehören der Regelfehler, aber auch beliebige Zustandgrößen oder der Reglerausgang zur Bewertung der Stellgrößen.

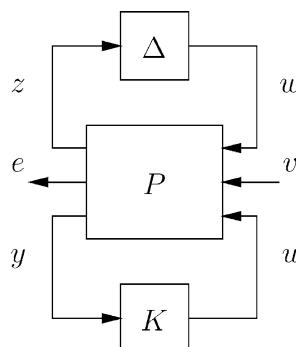


Bild 12.35 Standardstruktur, robuste Regelung

Die Größe u ist der Reglerausgang und y beinhaltet alle Meßgrößen, die dem Regler zur Verfügung stehen.

Die in Bild 12.34 dargestellte Form lässt sich sehr einfach in die abstraktere Darstellung aus Bild 12.35 überführen, deren Vorteil in einer gewissen Allgemeingültigkeit liegt. Mit dieser Form kann man einen Reglerentwurf oder eine Stabilitätsanalyse sehr einfach als mathematisches Optimierungsproblem formulieren. Im Falle einer Stabilitätsanalyse ist der Regler bekannt und wird deshalb noch mit den ebenfalls bekannten Streckenanteilen zu einem System

$$M(s) = \begin{bmatrix} M_{11}(s) & M_{12}(s) \\ M_{21}(s) & M_{22}(s) \end{bmatrix} \quad (12.3.33)$$

zusammengefaßt. Diese Standardstruktur zur Stabilitätsanalyse ist in Bild 12.36 dargestellt.

Sowohl für die Reglersynthese als auch für die Stabilitätsanalyse ist es notwendig, Maße bzw. Normen einzuführen, die es erlauben, die Größe der Signale und Unsicherheiten genau zu quantifizieren. Diese Normen müssen mathematisch einfach berechenbar und die Spezifikationen für den Reglerentwurf müssen damit formulierbar sein. Als wichtigste seien die 2-Norm für Signale und die H_∞ -Norm für Systeme genannt, die im Folgenden kurz beschrieben werden.

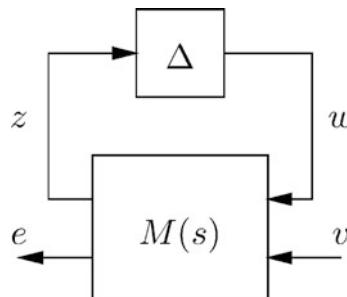


Bild 12.36 Standardstruktur zur Stabilitätsanalyse

Signalnorm

Um die Größe von Signalen zu quantifizieren gibt es eine Reihe gebräuchlicher Normen. Die in der robusten H_∞ -Regelung /Zhou Do 96/ normalerweise verwendete Norm ist die 2-Norm, die die Quadratwurzel der Signalenergie beschreibt. Ausgehend von der euklidischen Vektornorm

$$\|v\|_2 = \sqrt{\sum_i |v_i|^2} \quad (12.3.34)$$

wobei $|v_i|$ der Betrag eines konstanten Vektorelements ist, ist die 2-Norm für ein vektorielles Zeitsignal $v(t)$ definiert als

$$\|v(t)\|_2 = \sqrt{\int_{-\infty}^{\infty} v^T(t)v(t)dt} = \sqrt{\int_{-\infty}^{\infty} \sum_i |v_i(t)|^2 dt}. \quad (12.3.35)$$

H_∞-Systemnorm

Der Begriff H_∞ stammt von der Bezeichnung des sogenannten Hardy Raumes H_∞ /Zhou Do 96/, der die Menge aller komplexwertigen Übertragungsfunktionen mit komplexem Argument (gewöhnlich die Laplace Variable s) beschreibt, die analytisch und in der rechten Laplace-Halbebene beschränkt sind. Mit $\mathcal{R}H_\infty$ wird eine Untermenge dieser Übertragungsfunktionen bezeichnet, die reell, gebrochen rational, nicht sprungfähig und stabil sind, d.h. alle stabilen, linear-zeitinvarianten Systeme mit Übertragungsfunktionen der Form

$$g(s) = \frac{s^m + b_{m-1}s^{m-1} + \dots + b_0}{a_ns^n + a_{n-1}s^{n-1} + \dots + a_0}, \quad (12.3.36)$$

wobei $n \geq m$. Zum $\mathcal{R}H_\infty$ gehören auch Übertragungsmatrizen $G(s) \in \mathbb{C}^{p \times q}$ mit

$$G(s) = \begin{bmatrix} g_{1,1}(s) & \dots & g_{1,q} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ g_{p,1} & \dots & g_{p,q} \end{bmatrix}, \quad (12.3.37)$$

und $g_{i,j} \in \mathcal{R}H_\infty$.

Die H_∞ -Norm dieser Übertragungsfunktionen ist definiert durch

$$\|G(s)\|_\infty = \sup_{Re(s)>0} \bar{\sigma}[G(s)] = \sup_{\omega \in \mathbb{R}} \bar{\sigma}[G(j\omega)], \quad (12.3.38)$$

wobei $\bar{\sigma}$ den größten Singulärwert /Zhou Do 96/ bezeichnet. Trägt man den größten Singulärwert grafisch über der Frequenz auf, so entspricht dies bei einem SISO System der Darstellung des Betrages der Übertragungsfunktion im Bode-Diagramm. Die H_∞ -Norm entspricht dann dem größten Betragswert (*peak*) im Bodediagramm, d.h. der größtmöglichen, stationären Verstärkung des Systems bei sinusförmiger Anregung.

Die Darstellung der Singulärwerte über der Frequenz kann für Mehrgrößen-(MIMO-) Systeme als eine Verallgemeinerung des Bode Diagramms für Eingrößen-(SISO-) Systeme gesehen werden. Dabei ist im Besonderen anzumerken, daß bei MIMO Systemen nicht nur die Frequenz der sinusförmigen Anregung eine Rolle spielt, sondern auch die Richtung des Eingangsvektors, d.h. nur Eingangsvektoren bestimmter Frequenz und Richtung werden vom System mit der H_∞ -Norm (maximale Verstärkung) verstärkt.

Man kann zeigen, daß die H_∞ -Norm eine durch die 2-Norm der Ein- und Ausgangssignale induzierte Norm ist, d.h., daß für ein System $G(s)$ mit Eingang $u \neq 0$ und Ausgang y gilt

$$\|G(s)\|_{\infty} = \sup_{u \neq 0} \frac{\|y(t)\|_2}{\|u(t)\|_2}. \quad (12.3.39)$$

Die H_{∞} -Norm entspricht somit der größtmöglichen Verstärkung der Energie eines Eingangssignals $u(t)$. Angewendet auf die Standartstruktur in Bild 12.35, entspricht eine Minimierung der H_{∞} -Norm (Ziel der H_{∞} -Regelung) von $M_{22}(s)$ einer Minimierung der Signalenergie des Ausgangs $e(t)$ bzgl. aller möglichen finiten Eingangssignale $v(t)$ (z.B. eine Minimierung des Regelfehlers $e(t)$ bzgl. Störungen $d(t)$ und Meßrauschen $n(t)$, s. Bild 12.35). Es ist hierbei üblich, die Elemente des Ein- und Ausgangsvektors frequenzabhängig zu gewichten und zu normieren, siehe z. B. /Bennani 02/. Gilt:

$$\|M_{22}(s)\|_{\infty} < 1, \quad (12.3.40)$$

so weist das System nominale Leistung auf.

Eine der wichtigsten Eigenschaften einer induzierten Norm, wie der H_{∞} -Norm ist, daß

$$\|G_1(s)G_2(s)\|_{\infty} \leq \|G_1(s)\|_{\infty}\|G_2(s)\|_{\infty}. \quad (12.3.41)$$

Dies gilt beispielsweise nicht für die aus dem LQR-Reglerentwurf sehr bekannte H_2 -Systemnorm (ein Maß für den Effektivwert des Ausgangssignals bzgl. weißem Rauschen am Eingang), wodurch deren Bedeutung im Bereich der robusten Regelung eher gering ist.

Eine gute Übersicht über die verschiedenen Signallnормen und die Eigenschaften der H_{∞} -Norm bietet /Chen 00/.

Small-Gain-Theorem

Mit Hilfe der induzierten H_{∞} -Norm kann nun sehr einfach eine Stabilitätsbedingung für ein unsicheres System mit der Struktur in Bild 12.36 formuliert werden. Dazu betrachten wir zuerst die Übertragungsfunktion der in Bild 12.36 gegebenen Struktur, die in der Literatur mit $\mathcal{F}_u(M, \Delta)$ (*upper linear fractional transformation, LFT*) bezeichnet wird und gegeben ist als

$$\mathcal{F}_u(M, \Delta) = M_{22}(s) + M_{21}(s)\Delta(I - M_{11}(s)\Delta)^{-1}M_{12}(s). \quad (12.3.42)$$

Es wird angenommen, daß $\Delta(s) \in \mathcal{R}H_{\infty}$ und der Regler $K(s)$ das nominelle System $G(s)$ intern stabilisiert, d.h. $M(s) \in \mathcal{R}H_{\infty}$. Die nominelle Übertragungsfunktion sei gegeben durch $\mathcal{F}_u(M, 0) = M_{22}(s)$, d.h. im Nominalfall ist $\Delta = 0$ (Unsicherheit gleich Null). Somit kann die Übertragungsfunktion (Gl.12.3.42) nur instabil werden, wenn der Term $(I - M_{11}\Delta)^{-1}$ instabil wird, was im folgenden Satz zusammengefaßt wird:

Sei $M(s) \in \mathcal{R}H_{\infty}$ und $\gamma > 0$. Das verkoppelte System aus Bild 12.36 ist dann intern stabil für alle $\Delta(s) \in \mathcal{R}H_{\infty}$ mit

- (i) $\|\Delta(s)\|_\infty < 1/\gamma$, genau dann wenn $\|M_{11}(s)\|_\infty \leq \gamma$
- (ii) $\|\Delta(s)\|_\infty \leq 1/\gamma$, genau dann wenn $\|M_{11}(s)\|_\infty < \gamma$.

Beispiel für Robustheit gegenüber Modellabweichungen

Nachfolgend soll an einem kurzen Beispiel verdeutlicht werden, wie die H_∞ -Norm zur Auslegung eines gegenüber Modellabweichungen robusten Reglers angewandt werden kann.

Bei der Betrachtung der Robustheit gegenüber Modellunsicherheiten treten im wesentlichen drei Unsicherheiten auf: Die additive Modellabweichung, die im folgenden näher betrachtet wird, die multiplikative Modellabweichung und die Abweichung in der Rückführung /[Zhou Do 96](#)/. Robustheit lässt sich immer nur auf Kosten der maximal erreichbaren Regelgüte sicherstellen. Das gleiche gilt für den Umkehrschluß, so daß der Grad der Erfüllung beider Kriterien für den jeweiligen Entwurf abzuwegen ist. Die Theorie zur Auslegung und Optimierung robuster Regler unter Anwendung der H_∞ -Norm wird in /[Zhou Do 96](#)/, /[Chen 00](#)/ und /[Bennani 02](#)/ ausführlich beschrieben. Bei der H_∞ -Regelung wird für einen Regelkreis unter gleichzeitiger Berücksichtigung von geforderter Regelgüte und robuster Stabilität anhand einer frequenzabhängigen Gewichtungsmatrix die H_∞ -Norm der Übertragungsfunktion zwischen Referenzgröße und Regelfehler bzw. Kostenfunktion minimiert.

Der Reglerentwurf wird zunächst immer aufgrund des nominellen Prozeßmodells, z. B. der ÜM $G_0(s)$ durchgeführt. Eine Überprüfung des Einflusses von Modellabweichungen lässt sich u.a. mit dem Ansatz durchführen

$$G(s) = G_0(s) + \Delta G(s) . \quad (12.3.43)$$

Durch den additiven Zusatz $\Delta G(s)$ lassen sich sowohl strukturelle Unterschiede, Nichtlinearitäten, als auch Parameteränderungen zwischen dem Nominalmodell $G_0(s)$ und dem tatsächlichen Prozeß $G(s)$ erfassen.

Bei additiven Modellabweichung nach Bild 12.35 ist das Gesamtübertragungsverhalten des Regelkreises derart auszulegen, daß trotz der Abweichungen vom Nominalmodell die Stabilität gegeben ist. Hierzu wird eine Abschätzung des ungünstigsten Falls für das Übertragungsverhalten gemäß der H_∞ -Norm durchgeführt, die nach Definition das Maximum des Singulärwertes der Übertragungsmatrix wiedergibt.

Stellt man das Modell um, lässt sich das Übertragungsverhalten zwischen Steuergröße u auf der einen Seite und Führungs- und Störgröße r und d auf der anderen Seite beschreiben. Dies gilt sowohl für den Nominalfall als auch für den Fall mit Modellabweichungen

$$u = (I + KG)^{-1} [K r - K d] . \quad (12.3.44)$$

Unter der Voraussetzung, daß die Matrizen jeweils für sich genommen begrenzt sind, lässt sich hieraus die H_∞ -Norm der maximal zulässigen Modellabweichungen

$\Delta G(s)$ in Abhängigkeit von der H_∞ -Norm der Reglermatrix K und des dynamischen Regelfaktors $R_0 = (I + K G_0)^{-1}$ bestimmen.

Durch die multiplikativen Eigenschaften, die für die H_∞ -Norm gelten, kann dies eine bedeutend konservativere Abschätzung sein, als wenn das Produkt der jeweils einzelnen H_∞ -bewerteten Übertragungssysteme gebildet wird. Die maximal zulässige Modellabweichung wird bestimmt über:

$$\|\Delta G\|_\infty < \left(\|R_0 K\|_\infty \right)^{-1}. \quad (12.3.45)$$

Für den Eingrößen-Regelkreis lässt sich hieraus das Stabilitätskriterium nach Nyquist aufstellen. Die zulässige Modellabweichung ist umso größer, je kleiner das Produkt aus Reglerverstärkung und dynamischem Regelfaktor ist, so daß die Nyquist-Kurve den kritischen Punkt für $(-1; j = 0)$ nicht umrundet.

An Gleichung 12.3.45 erkennt man, daß die beiden H_∞ -gewichteten Terme als Produkt kleiner 1 sein müssen, und sich daher eine hohe Robustheit und ein hoher dynamischer Regelfaktor und somit eine hohe Regelgüte ausschließen. Sind die Abweichungen vom Nominalmodell frequenzabhängig, so kann dies über entsprechende frequenzabhängige Gewichtungsmatrizen berücksichtigt werden. Die Phasenlage der einzelnen Signale spielt hierbei nach der H_∞ -Norm keine Rolle. Außerdem empfiehlt sich eine Skalierung des Systems. Für die Analyse und Synthese Robuster Regler existiert eine Vielzahl standardisierter Software.

μ -Analyse

Das Small Gain Theorem /Zhou Do 96/ ist nur notwendig und hinreichend wenn $\Delta(s)$ als vollbesetzte Übertragungsmatrix mit beschränkter H_∞ -Norm angenommen wird. Dieser Typ von Unsicherheit wird im Allgemeinen als unstrukturierte Unsicherheit bezeichnet. Sobald einzelne Elemente der Übertragungsmatrix $\Delta(s)$ Null sind, spricht man von einer strukturierten Unsicherheit, für die das Small Gain-Theorem nur noch eine hinreichende Bedingung darstellt und zu einer beliebig konservativen Abschätzung führen kann.

In vielen Anwendungsfällen werden an mehreren Stellen des Systems (Aktuatoren, Strecke, Sensoren) Unsicherheitsmodelle eingeführt und das System kann zudem parametrische Unsicherheiten besitzen. In diesen Fällen hat $\Delta(s)$ eine Blockdiagonalstruktur. Um auch für Systeme mit solch strukturierten Unsicherheiten eine nicht-konservative Abschätzung der Stabilitätseigenschaften durchzuführen, wurde die μ -Analyse eingeführt /Zhou Do 96/.

Hier wird davon ausgegangen, daß die Unsicherheitsmatrix Δ aus der Menge aller Unsicherheitsmatrizen Δ_G ist, wobei

$$\Delta_G = \{\text{diag}(\delta_1 I_{r_1}, \dots, \delta_k I_{r_k}, \Delta_1, \dots, \Delta_f) : \delta_i \in \mathbb{C}, \Delta_j \in \mathbb{C}^{m_j \times n_j}\} \subset \mathbb{C}^{p \times q}. \quad (12.3.46)$$

Definition: Für $M_{11} \in \mathbb{C}^{q \times p}$, ist $\mu_{\Delta_G}(M_{11})$ definiert als

$$\mu_{\Delta_G}(M_{11}) = \frac{1}{\min\{\bar{\sigma}(\Delta) : \Delta \in \Delta_G, \det(I - M_{11}\Delta) = 0\}}. \quad (12.3.47)$$

Wenn kein $\Delta \in \Delta_G$ existiert, das $(I - M_{11}\Delta)$ singulär macht, so ist $\mu_{\Delta_G}(M_{11}) = 0$.

Der Wert $\mu_{\Delta_G}(M_{11})$ ist somit der Kehrwert des kleinsten $\bar{\sigma}(\Delta)$ aus der Menge Δ_G , der die Matrix $(I - M_{11}\Delta)$ singulär werden lässt. Wenn kein entsprechendes Δ existiert, so wird $\mu_{\Delta_G}(M_{11}) = 0$ definiert.

Das Hauptproblem ist, daß man $\mu_{\Delta_G}(M_{11})$ nicht direkt berechnen kann. Man kann jedoch sehr genaue obere und untere Schranken dafür berechnen /Zhou Do 96/, die in den meisten realen Fällen sehr nahe am wahren Wert liegen. Aus obiger Definition ergibt sich folgender Satz:

Sei $M(s) \in \mathcal{RH}_\infty$ und $\Delta \in \Delta_G$ mit $\bar{\sigma}(\Delta) \leq \gamma$ und $\gamma > 0$. Das verkoppelte System aus 12.36 ist intern stabil, genau dann wenn

$$\sup_{\omega \in \mathbb{R}} \mu_{\Delta_G}(M_{11}(j\omega)) < \frac{1}{\gamma}. \quad (12.3.48)$$

Das System $M(s)$ in Bild 12.36 weist dann robuste Stabilität auf. Üblicherweise werden die Unsicherheiten auf 1 normiert: $\gamma = 1$.

Der Nachweis robuster Leistung des Systems $M(s)$ erfolgt ebenso mittels einer μ -Analyse. Nun wird aber die Unsicherheitsmatrix um einen zusätzlichen, fiktiven Unsicherheitsblock Δ_p ($\|\Delta_p\| \leq 1$, Δ_p ist unstrukturiert und komplex) erweitert, siehe Bild 12.37.

Wenn nun

$$\sup_{\omega \in \mathbb{R}} \mu_{\Delta_G}(M(j\omega)) < 1, \quad (12.3.49)$$

so weist das System robuste Leistung auf. In diesem Fall sind sowohl die nominale Leistung ($\|M_{22}(s)\|_\infty < 1$) als auch die robuste Stabilität des Systems $M(s)$ garantiert.

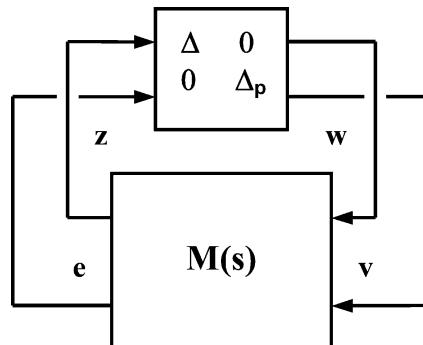


Bild 12.37 Standardstruktur zur Leistungsanalyse

μ -Synthese

Ziel der μ -Synthese ist das Finden eines stabilisierenden Reglers $K(s)$ der das robuste Leistungsmaß für $M(s)$ minimiert:

$$\min_{K(s), \text{stab}} \left(\sup_{\omega \in \mathbb{R}} \mu_{\Delta_G} (M(j\omega)) \right). \quad (12.3.50)$$

Da μ nur mittels oberer und unterer Begrenzungen abgeschätzt werden kann, wird in der Praxis eine obere Grenze mittels sog. D-Skalierung minimiert:

$$\min_{K(s), \text{stab}} \inf_{D \in \mathbf{D}} \left(\sup_{\omega \in \mathbb{R}} \bar{\sigma} \left(D(j\omega) M(j\omega) D^{-1}(j\omega) \right) \right), \quad (12.3.51)$$

wobei $D(s)$ eine blockdiagonale Struktur hat, die der Struktur von D entspricht. Da $D(s)$ und $K(s)$ iterativ bestimmt werden, spricht man von D-K Iteration. Die Ermittlung von $K(s)$ (bei $D(s)$ fest) entspricht einer H_∞ -Synthese:

$$\min_{K(s), \text{stab}} \left(\sup_{\omega \in \mathbb{R}} \bar{\sigma} \left(D(j\omega) M(j\omega) D^{-1}(j\omega) \right) \right). \quad (12.3.52)$$

Die komplette Theorie ist ausführlich in [/Zhou Do 96/](#) beschrieben. Die Hauptarbeit des Entwerfers besteht darin, die geforderte Spezifikationen in entsprechende frequenzabhängige Gewichtungsfunktionen zu übersetzen, sowie die verschiedenen Anforderungen und die Größe der Unsicherheiten abzuwegen (Kompromiß-Suche). Ein ausgearbeitetes Beispiel zum robusten Reglerentwurf für ein Passagierflugzeug findet man in [/Bennani 02/](#).

12.4 Regleranpassung

Um die Flugeigenschaftsforderungen im gesamten Flugbereich zu erfüllen, genügen häufig fest eingestellte Regler nicht, sie müssen vielmehr dem Flugzustand angepaßt werden. In analogen Regelungssystemen bedeutet jede Regleranpassung einen zusätzlichen Hardware-Aufwand, der die Zuverlässigkeit reduziert, insbesondere dann, wenn Reglerfunktionen oder -parameter umgeschaltet werden. Man hat daher lange Zeit fest eingestellte Regler bevorzugt und hat, um die erforderliche Robustheit zu erzielen, u. a. auch Regler höherer Ordnung vorgeschlagen.

In digitalen Systemen kann dagegen die Anpassung des Reglers an Prozeßparameter per Software erfolgen, was den Regler kaum verkompliziert und von daher auch seine Zuverlässigkeit nicht beeinträchtigt. Allein die meßtechnische Bestimmung des Flugzustandes bedeutet einen zusätzlichen Aufwand, die betreffenden Größen (z. B. Staudruck, Machzahl) liegen aber meist ohnehin als Meßwerte vor.

Die Verfahren der Parameteranpassung variieren von der Nachführung einzelner Reglerparameter über eine Umschaltung der Reglerstruktur (strukturvariable

Regler) bis zu selbstadaptiven Systemen. Ohne auf Einzelheiten eingehen zu können, sollen im folgenden die wichtigsten Grundgedanken der Regleranpassung diskutiert werden.

12.4.1 Strukturvariable Regler

Es hat sich bewährt, für alle wesentlichen Punkte des Flugbereiches (z. B. im Höhen-Machzahl-Bereich) je ein Prozeßmodell aufzustellen (Multimodell) und für jeden dieser Punkte eine Reglerauslegung, zunächst mit fester Reglerstruktur vorzunehmen. Läßt sich aus diesem „Multi-Modell-Entwurf“ ein Kompromiß finden, der als Regler mit festen Parametern realisiert werden kann, so spricht man von einem robusten Regler (s. o.). Andernfalls muß der Regler entweder kontinuierlich an den Flugzustand angepaßt oder an den Bereichsgrenzen umgeschaltet werden.

Würde man allerdings die Reglerparameter beim Übergang von einem Flugzustand zum anderen plötzlich umschalten, so würden jedesmal Stellaußenschläge verursacht, die die Eigenbewegungen des Flugzeugs anregen. Das ist nicht nur sehr störend, sondern vom Sicherheitsstandpunkt her nicht tragbar. Es ist also notwendig, zwischen den Stützstellen des Multi-Modell-Entwurfs eine Interpolation höherer Ordnung vorzunehmen derart, daß kontinuierliche, stoßfreie Übergänge entstehen. Es läßt sich nachweisen, daß bei stabilem Verhalten jedes Einzelentwurfs auch der nachgeführte Regelkreis stabil ist ([Hiesener 92](#)).

In folgenden Fällen ist allerdings eine schnelle Umschaltung der Reglerparameter oder sogar der Reglerstruktur nötig:

- beim Erreichen von Betriebsgrenzen,
- bei plötzlicher Konfigurationsänderung,
- beim Ausfall von Teilsystemen.

Beispiele für die erste Gruppe sind Regler zur Begrenzung des maximalen Anstellwinkels, des Lastvielfachen oder der Machzahl. Sie sind besonders ausgeprägt bei der Triebwerksregelung (Pumppgrenze, Drehzahl, Turbineneintrittstemperatur). In die zweite Gruppe gehören der Triebwerksausfall und der Lastenabwurf, aber auch der Übergang vom aerodynamischen zum erdfesten Koordinatenystem bei der Landung. Die dritte Gruppe betrifft allgemein die Reaktion auf den Ausfall von Sensoren, Reglerfunktionen oder Stellsystemen.

Das Problem besteht nicht so sehr in der Auslegung des Regelgesetzes für den Ausnahmestatus, sondern vielmehr im Erkennen der Ausfall- oder Grenzsituation und im Umschaltvorgang selbst. Beispielsweise ist ein Triebwerksausfall-Regler nicht aufwendiger als ein Standard-Gierregler. Ausreichende Steuermomente müssen schon aus Zulassungsgründen vorhanden sein. Die Schwierigkeiten bestehen darin, den Triebwerksausfall frühzeitig zu erkennen und möglichst unverzögert auf den neuen Regler umzuschalten, ohne die Stellsysteme zu überlasten. Eine Adaptierung, wie sie im folgenden Kapitel skizziert wird, würde viel zu langsam reagieren und ist daher für diese Zwecke nicht einsetzbar.

Regler, die nach Parametern und/oder Struktur umgeschaltet werden, z. B. um die Betriebsgrenzen des Systems sicher einzuhalten, werden auch als „Ablöseregler“ bezeichnet /Hippe Wu 85/. Sie sind in jedem Fall so auszulegen, daß durch Abgleich der Stellsignale oder durch langsames Überblenden von einem Regelgesetz zum anderen abrupte Stellsprünge (Transienten) vermieden werden. Das gleiche gilt auch bei jeder Umschaltung von Reglerbetriebsarten, z. B. bei der Abfolge von Reglerfunktionen bei Anflug und Landung.

12.4.2 Adaptive Regelung

Für die Reglerauslegung (off-line Entwurf) gibt es zwei grundsätzlich verschiedene Vorgehensweisen, die sich beide auch für die kontinuierliche Regleranpassung (on-line Entwurf) einsetzen lassen. Sie sollen im folgenden in ihren Grundzügen vorgestellt werden.

Gesteuerte Parameteranpassung

Ist das Modell des Flugzeugverhaltens genau bekannt und liegen alle Abhängigkeiten in analytischer Form und/oder in Form von Kennfeldern vor, so vollzieht sich der Reglerentwurf wie folgt: zuerst werden alle Umgebungsparameter bestimmt (d. h. Dichte, Druck, Temperatur, Schallgeschwindigkeit, evtl. auch die Windsituation), dann wird die Flugzeugkonfiguration festgestellt (also Masse, Trägheitsmomente, Schwerpunktllage, Flügelkonfiguration usw.) und schließlich wird die gewünschte Flugbahn vorgegeben (Steigflug, Kurvenflug).

Auf Grund dieser Informationen werden die aktuellen Parameter der Differentialgleichungen aus Kennfeldern interpoliert. Mit dieser Kenntnis und mit Vorgaben für die Regelgüte wie z. B. Pole der ÜF, Varianz der Störreaktion oder Integralkriterien werden die Reglerparameter berechnet und eingestellt.

Bei genügender Rechen- und Speicherkapazität läßt sich dieser Vorgang auch im laufenden Betrieb (on-line) einsetzen, in einfachen Fällen sogar während jedes einzelnen Abtastschrittes eines digitalen Reglers. Dazu muß an Bord des Flugzeugs installiert werden

- die Messung möglichst aller Umwelt- und Konfigurationsparameter,
- die Speicherung des Gleichungssystems (Wissensbasis) und der Kennfelder (Datenbasis),
- die Berechnung der aktuellen Flugzeug- und Bahnpараметer,
- die Berechnung der Reglerparameter aus Flugzeugparametern und Gütevorgaben (Reglersynthese).

Bild 12.38 veranschaulicht den Rechenablauf und verdeutlicht, daß es sich bei dieser Art Regleranpassung um eine Steuerkette handelt:

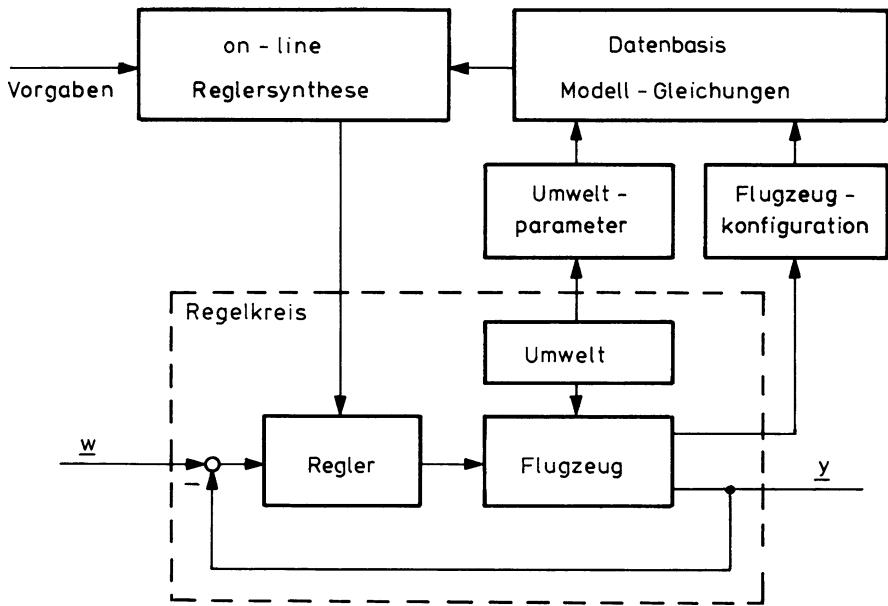


Bild 12.38 Gesteuerte Parameteranpassung

- es werden alle Ursachen für Parameteränderungen gemessen und verwertet,
- es wird nicht kontrolliert, ob das Ergebnis das angestrebte Ziel erreicht.

Das hat für den on-line-Betrieb den großen Vorteil, daß die Anpassung keine Stabilitätsprobleme hervorruft, es besteht keine Kopplung zwischen der „Dynamik“ der Anpassung und derjenigen des Regelkreises. Nachteilig sind aber

- der hohe meßtechnische Aufwand,
- der große erforderliche Speicherplatz,
- die hohen Anforderungen an die Kenntnis des Systemmodells.

Ein Beispiel soll das verdeutlichen. Die ÜF $\hat{g}_{q\eta}$ nach Gl.1.3.25, die der Auslegung eines Nickdämpfers zugrunde liegt, enthält als wesentliche Kenngrößen Eigenfrequenz und Dämpfung der Anstellwinkelschwingung

$$\omega_{0AS}^2 \approx -M_\alpha \approx -\frac{\rho S V_{A\bar{C}}^2}{2I_y} C_{m\alpha} \quad (12.4.1)$$

$$2\sigma_{AS} = M_q + Z_\alpha = f(C_{mq}, C_{m\dot{\alpha}}, C_{A\alpha}, C_{W0}) \quad (12.4.2)$$

und die stationäre Verstärkung

$$\hat{g}_{q\eta}|_{s \rightarrow 0} \approx \frac{M_\eta Z_\alpha}{M_\alpha} \approx \frac{C_{m\eta}}{C_{m\alpha}} \frac{\rho V_0 S}{2m} C_{A\alpha} . \quad (12.4.3)$$

Zur Nachführung des Nickdämpfers sind also im einfachsten Fall zwölf Parameter durch Messung und Rechnung zu bestimmen und auszuwerten.

Auf Grund des hohen Aufwandes wird diese Methode nur zur Anpassung von Reglerparametern an einzelne, gut meßbare Parameter verwendet. Die Anpassung von Reglerverstärkungen und -zeitkonstanten an Staudruck, statischen Druck, Machzahl und Klappenstellung (*gain scheduling*) wird heute standardmäßig in allen Flugreglern eingesetzt.

Selbst-Adaptierung

Sind die Parameter oder sogar die Modellstruktur des Prozesses unsicher und liegt evtl. nur ein reduziertes Nominalmodell vor, so kann man beim Reglerentwurf wie folgt vorgehen. Der Prozeß selbst wird mit geeigneten Testsignalen angeregt, seine Reaktion wird gemessen und durch eine Gütfunktion bewertet oder mit einem Modellverhalten verglichen. Die Reglerparameter werden so lange systematisch verstellt, bis das Gütekriterium minimiert ist oder das Modellverhalten genügend genau angenähert wird. Bild 12.39 veranschaulicht dieses Entwurfsverfahren, vgl. hierzu auch [Kap.13.2.2](#).

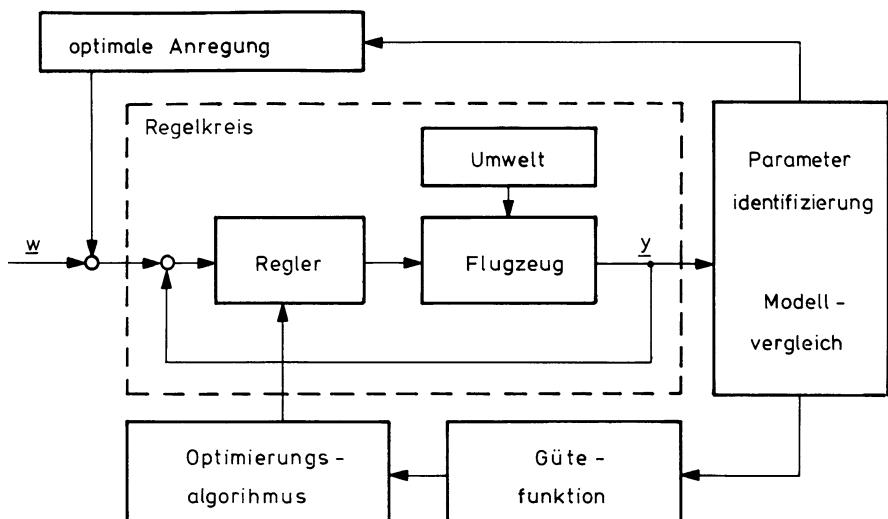


Bild 12.39 Adaption im geschlossenen Kreis

Auch diese Methode lässt sich im laufenden Betrieb einsetzen. Hierfür ist folgendes in Echtzeit zu realisieren:

- die Generierung optimaler Testsignale, die eine Identifizierung in Anwesenheit von Störrauschen (Böen) erlauben und trotzdem im Fluge den Piloten nicht stören,

- eine Parameter-Identifizierung (eines evtl. reduzierten Modells) oder ein Modellvergleich,
- eine Gütewertberechnung,
- ein Optimierungsalgorithmus zur systematischen, iterativen Veränderung der Reglerparameter.

Der große Vorteil dieser Methode ist, daß mit der Bewertung des Regelkreisverhaltens das Ergebnis der Reglermodifikation beurteilt wird, es werden also alle Umwelteinflüsse erfaßt. Der meßtechnische Aufwand ist evtl. geringer als bei der gesteuerten Anpassung und die Modellkenntnis der Strecke kann vergleichsweise einfach sein *(Isermann 87)*.

Nachteile dieser Methode sind:

- Es entsteht ein geschlossener Wirkungskreis (übergeordnete Rückführschleife), der dynamisch mit dem Regelkreis gekoppelt ist und auf ein nichtlineares Problem führt. Die Stabilität des Systems ist schwer nachzuweisen und kann nur einigermaßen garantiert werden, wenn der Adoptionskreis sehr langsam ist gegenüber dem eigentlichen Regelkreis und damit die Kopplung untereinander gering ist.
- Die On-line Identifizierung und Optimierung erfordert eine hohe Rechenleistung.
- Die Verwendung eines Testsignals ist störend und häufig nicht tolerierbar.

Verfahren der Selbstadaptierung werden aus diesen Gründen in der Flugregelung äußerst selten benutzt. Nach dem ersten Einsatz einer relativ einfachen Adaptierung im Forschungsflugzeug X15 Anfang der 1960er Jahre zum Ausgleich des extremen Staudruckverhältnisses zwischen Flug in Bodennähe und in Gipfelhöhe stagnierte die Entwicklung adaptiver Regler bis zum Einsatz neuerer digitaler Konzepte in einigen Kampfflugzeugen (z. B. Saab-Viggen, F16).

Neuronale Netze

Unter dem Gesichtspunkt der Anpassungsfähigkeit wurde in den letzten Jahren eine Klasse von Reglern entwickelt, die sich zumindest teilweise an den aus der Biologie bekannten Neuronalen Netzen orientiert. Diese werden z.B. in der Robotik eingesetzt und ermöglichen die Realisierung einer Art künstlicher Intelligenz, die durch Anpassung an neue Bedingungen und durch Lernen aufgrund von Erfahrungen gekennzeichnet ist. Während klassische Algorithmen exakte Lösungen liefern können, liegt der Vorteil der Neuronalen Netze u.a. in

- der Parallelität der Informationsverarbeitung,
- der Möglichkeit zu Abstraktion,
- der Erkennung von Mustern auch bei gestörten Eingangsdaten sowie in
- der dezentralen Wissensrepräsentation des Netzes.

Nachteil ist die mit wachsender Komplexität stark anwachsende Rechenzeit. Eine gute Darstellung dieses Themenbereichs für ingenieurmäßige Anwendungen ist in [/Lewis Ja 99/](#) zu finden.

Wie bei ihren biologischen Vorbildern bestehen die Neuronalen Netze auch bei der Regelungstechnischen Anwendung aus Einheiten (*units*), die den Nervenzellen/Neuronen vergleichbar sind und gerichteten, gewichteten Verbindungen, die diese Einheiten beeinflussen. Die *units* bestehen aus Aktivierungsfunktionen, die je nach Eingangsgrößen entsprechende Ausgangsgrößen erzeugen. Jedes Neuron kann dabei mehrere Ein- und Ausgänge haben und es wird aktiv, wenn ein Schwellenwert überschritten wird. Für diese Aktivierung werden unterschiedliche Funktionen benutzt, die zumeist kontinuierlich, differenzierbar und beschränkt sind. Ein solches Netz ist umso leistungsfähiger, je mehr Neuronen und Verbindungen es besitzt. Prinzipiell sind Neuronale Netze in der Lage, beliebige nichtlineare Zusammenhänge abzubilden.

Vor der Verwendung muß das Netz trainiert werden, so daß es Erfahrung in Form von Gewichtungen zwischen den einzelnen Neuronen aufbauen kann. Hierzu wird ein Lernalgorithmus benutzt, der die gespeicherten Gewichtswerte für die Verbindungen zwischen den Neuronen so anpaßt, daß der gewünschte Zusammenhang zwischen Eingangs- und Ausgangsgröße so genau wie möglich abgebildet werden kann. Bei den Lernalgorithmen verwendet man oft das sogenannte Backpropagation-Verfahren [/Lewis Ja 99/](#), das über ein Gradientenverfahren die Gewichtung der Elemente innerhalb des Neuronalen Netzes anpaßt. Hierbei besteht allerdings die Gefahr während der Anpassung nur ein lokales Minimum einzunehmen. Dies kann z.B. durch Einführen einer Trägheit in den Lernalgorithmus verhindert werden. Ein weiteres Problem kann die Überkonditionierung sein. Das Neuronale Netz kann bestimmte Zusammenhänge dann zwar sehr genau und richtig abbilden, andere Fälle werden aber nicht sinnvoll reproduziert, die Allgemeingültigkeit geht verloren.

Zu flugtechnischen Anwendungen Neuronaler Netze ist insbesondere die Möglichkeit zur Kompensation unbekannter Einflüsse zu nennen, das kann man z.B. bei der dynamischen Inversion nutzen [/Calise Ry 97/](#). Auch die Möglichkeit zur Parameteridentifizierung in Ergänzung zur klassischen Gleichungsfehler- bzw. Ausgangsfehlermethode ist von Bedeutung. Außerdem ermöglichen Neuronale Netze durch ihren adaptiven Charakter Notfallmaßnahmen bei Änderung der Flugeigenschaften durch Ausfall von Systemen oder Beschädigungen. Dadurch kann die Flugsicherheit bei unbemannten Fluggeräten, aber auch bei Passagierflugzeugen erhöht werden [/Caliskan 07/](#). Da es keinen Beweis für das korrekte Verhalten eines Neuronalen Netzes unter allen möglichen Bedingungen gibt, kann es für sicherheitskritische Funktionen nur mit eingeschränkter Autorität eingesetzt werden. Auch dann ist zu beweisen, daß Anschlag-Anschlag-Verhalten bei jeder Frequenz unkritisch ist.

Literaturverzeichnis zu Kapitel 12

- Ackermann, J.: Robuste Regelung. Springer, Berlin 1993.
Adams, R.J.: Robust multivariable flight control. Springer, Berlin 1994.

- Bennani, S.: Robust flight control – several aeronautical applications. Dissertation, TU Delft 2002.
- Brockhaus, R.: A method for the stepwise design of linear multivariable control systems. IFAC-Symposium Multivariable Control, Düsseldorf 1968.
- Bryson, A.E., Ho, Y.: Applied optimal control. Blaisdell Publishing Company, Waltham 1975.
- Buchholz, J.J.: Sensorfehlererkennung in Flugzeugen mit Beobachter und Polynomklassifikator. Dissertation, TU Braunschweig 1991.
- Bugajski, D., Enns, D., Hendrick, R., Stein, G.: Dynamic inversion: an evolving methodology for flight control design. International Journal of Control, 59(1), 71, 1994.
- Calise, A.J., Rysdyk, R.T.: Adaptive model inversion flight control for tiltrotor aircraft. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Aug. 1997.
- Caliskan, F.: Neural network based icing identification and fault tolerant control of A340 aircraft. Proceedings of World Academy of Science, Engineering and Technology, Volume 22, July 2007 ISSN 1307-6884.
- Chen, B.M.: Robust and H-infinity control. Springer, London 2000.
- Davidson, J.B., Andrisani II, D.: Lateral-directional eigenvector flying qualities guidelines for high performance aircraft. NASA Technical Memorandum 110306, NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia, Dezember 1996.
- De la Cruz, J.M., Ruiperez, P., Aranda, J.: An eigenstructure assignment approach (2). In: Robust flight control, a design challenge. Garter, Lecture Notes in Control and Information Sciences 224, S. 238–257, Springer, Berlin /Heidelberg/ New York April 1997.
- De la Cruz, J.M., Ruiperez, P., Aranda, J.: RCAM design challenge presentation document – an eigenstructure assignment approach. GARTEUR/TP-088-22, Amsterdam, Holland, April 1997.
- Dunkel, W.: Validierung nichtlinearer Schätzfehler mit erweiterten Modellen für Flugzeug und Meßsystem. Dissertation, TU Braunschweig 1995.
- Faleiro, L.F.: The application of eigenstructure assignment to the design of flight control systems. Doctoral Thesis, Loughborough University, 1998.
- Faleiro, L.F., Magni, J.F., de la Cruz, J., Scala, S.: Robust eigenstructure assignment. In: Robust flight control, a design challenge, Garter, Lecture Notes in Control and Information Sciences 224, S. 22–32, Springer, Berlin /Heidelberg/ New York April 1997.
- Faleiro, L.F., Pratt, R.W.: An eigenstructure assignment approach (1). In: Robust flight control, a design challenge, Garter, Lecture Notes in Control and Information Sciences 224, S. 218–237, Springer, Berlin /Heidelberg/ New York April 1997.
- Faleiro, L.F., Pratt, R.W.: Multi-objective eigenstructure assignment with dynamic flight control augmentation systems. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, AIAA-96-3908, San Diego, California, Juli 1996.
- Föllinger, O.: Regelungstechnik. Hüthig GmbH, Heidelberg 1994.
- Garrard, W.L.: Lateral directional aircraft control using eigenstructure assignment. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 21(3) S. 523–525, New York, Mai/Juni 1998.
- Göllinger, H.: Fehlererkennung in der Höhenmessung eines Flugzeugs mit Kalman-Filtern und einem sequentiellen Mehrfachhypothesentest. Dissertation, TU Braunschweig 1996.
- Grübel, G.: Beobachter zur Reglersynthese. Habilitationsschrift, Ruhr-Universität Bochum, 1977.
- Heller, M.: Untersuchung zur Steuerung und Robusten Regelung der Seitenbewegung von Hyperschallflugzeugen. Dissertation, Herbert Utz Verlag Wissenschaft, München 1999, ISBN 3-89675-647-8.
- Heller, M., Sachs, G., Wahlberg, L.: Robust control of a hypersonic experimental vehicle with ramjet engines. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. San Diego, California, AIAA-96-3728, Juli 1996.
- Hiesener, S.G.: Ein digitaler Zustandsregler für einen Hubschrauber unter Anwendung der Eigenstrukturvorgabe. Jahrbuch der DGLR 1989.
- Hiesener, S.G.: Regelungskonzept zur Restabilisierung instabil arbeitender Verdichter am Beispiel des Helmholtz-Resonators. Z. Automatisierungstechnik 1992.
- Hippe, P., Wurmtaler, C.: Zustandsregelung. Springer, Berlin 1985.
- Isermann, R.: Digitale Regelsysteme. Band I und II, Springer, Berlin 1987.
- Isidori, A.: Nonlinear Control Systems. Springer, Berlin 1995.
- Kwakernaak, H., Sivan, R.: Linear optimal control systems. Wiley-Interscience, New York 1972.

- Le Gorrec, Y., Magni, J.-F., Döll, C., Chiappa, C.: A modal multimodel control design approach applied to aircraft autopilot design. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 21(1), AIAA, New York, Januar 1998.
- Le Gorrec, Y., Magni, J.-F., Döll, C., Chiappa, C.: Modal multimodel control design approach applied to aircraft autopilot design. AIAA-97-3624, AIAA Guidance Navigation and Control Conference, New Orleans, Louisiana, August 1997.
- Lewis, F.L., Jagannathan, S., Yesidirek, A.: Neural network control of robot manipulators and nonlinear systems. Taylor & Francis, London 1999.
- Lin, C.F.: Advanced control systems design. Prentice Hall, Upper Saddle River 1994.
- Liu, G.P., Patton, R.J.: Robust parametric eigenstructure assignment. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, AIAA-96-3908, San Diego, California, Juli 1996.
- Looye, G.H.N.: An integrated approach to aircraft modelling and flight control law design. Dissertation, Delft 2008.
- Magni, J.F.: Modal control toolbox. CERT-ONERA, BP 4025, Toulouse, Frankreich, April 1997.
- Magni, J.F., Bennani, S., Terlouw, J.: Robust flight control – a design challenge. *Lectures Notes in Control and Information Sciences*. Springer GmbH, Heidelberg 1997.
- McRuer, D.T., Ashkenas, I., Graham, D.: Aircraft dynamics and automatic control. Princeton University Press, Princeton 1973.
- Miski, T.: Über die Eigenschaften der verallgemeinerten quadratischen Regelfläche. DLR-FB 74-45, Dissertation, TU Braunschweig 1974.
- Moore, B.C.: On the flexibility offered by state feedback in multivariable systems beyond closed loop eigenvalue assignment. *IEEE Transactions on Automatic Control*, AC-21(1), S. 689–692, New York, Februar 1976.
- Müller, K.: Minimale Realisierung von stationär genauen H_2/H_∞ -Reglern. *Z. Automatisierungs-technik* 40, 1992.
- Roppenecker, G., Preuss, H.-P.: Nullstellen und Pole linearer Mehrgrößensysteme – Übersichtsaufsatzz. *Z. Regelungstechnik* 30, Heft 7 u. 8, 1982.
- Rosenbrock, H.H.: State space and multivariable theory. Nelson, London 1970.
- Schänzer, G.: Auslegung von Autopiloten durch Zustandsrückführung. *Z. Regelungstechnik* 26, S. 73–83, 1978.
- Schlitt, H.: Regelungstechnik – physikalisch orientierte Darstellung fachübergreifender Prinzipien. Vogel, Würzburg 1993.
- Schlitt, H.: Systemtheorie für stochastische Prozesse. Springer, Berlin 1992.
- Seidel, H.: Nichtlineare Beobachter zur Schätzung von Zustandsgrößen der Längsbewegung eines Flugzeuges. Dissertation, TU Braunschweig 1980.
- Sinharay, A.: Flight control design using classical methods and NDI. Master's thesis, Imperial College London, 1999. Written in Industry by the student.
- Skogestad, S., Postlethwaite, I.: Multivariable feedback control – analysis and design. 2nd Edition, Wiley, Chichester 2005.
- Slotine, J.J., Li, W.: Applied nonlinear control. Prentice Hall, Upper Saddle River 1991.
- Stearns, S.D.: Digital signal processing with examples in MATLAB. CRC Press, Boca Raton 2003.
- Stevens, B.L., Lewis, F.L.: Aircraft control and simulation. Wiley, New York 1992.
- Unbehauen, H.: Regelungstechnik. Bd. I bis III, Vieweg & Sohn, Braunschweig 1983–85.
- Zhou, K., Doyle, J.C., Glover, K.: Robust and optimal control. Prentice Hall, Upper Saddle River 1996.
- MATLAB, The language of technical computing. The MathWorks, www.mathworks.com, 2004.
- Military standard – flying qualities of piloted aircraft. MIL-STD-1797A, US Air Force Department, 2004.

Kapitel 13

Reglerstrukturen zur Prozeßführung

Regler zur Beeinflussung des dynamischen Verhaltens und zur Störunterdrückung wurden in [Kap.12](#) eingeführt. Diese hauptsächlich aus der Zustandsrückführung entwickelten Regler sind allerdings in dieser Form nicht für die Flugbahnhöhung geeignet. Sie können zwar den Piloten entlasten, aber nicht vollständig ersetzen. Für eine vollautomatische Bahnführung muß die Grundstruktur der Zustandsvektor-rückführung um die Elemente „integrierender Regler“ und „Vorsteuerung“ zum Regelungssystem mit mehreren Freiheitsgraden erweitert werden. Auch die Kaskaden-regelung wird herangezogen, da sie dem hierarchischen Aufbau des Prozesses sehr gut entgegenkommt. Diese Regler bilden die Grundlage der in [Kap.16](#) behandelten Autopiloten. Eine Verbindung von Führungsregelung und Modifizierung der Dynamik stellt die Modellfolgeregelung dar, die für Aufgaben der In-flight-Simulation seit langem erfolgreich eingesetzt wird und ein Potential zur Weiterentwicklung von Autopiloten bietet.

Wie in [Kap.12](#), so können auch hier nur lineare Regler mit ihren Auslegungs-verfahren vorgestellt werden. Da aber die Regelungsstruktur im Vordergrund steht, können die Ansätze pragmatisch auf den nichtlinearen Fall übertragen werden. Für die Optimierung der Regelgesetze kommen dann allerdings nur Parameter-suchverfahren in Frage und das Ergebnis ist nur durch numerische Simulation zu verifizieren.

Die pragmatische Anwendung der Modellfolgeregelung auf nichtlineare Systeme führt in [Kap.17](#) zum Konzept der Führungsgrößen- und Sollzustandsgenerierung. In Verbindung mit einer modellgestützten Vorsteuerung ergeben sich daraus Konzepte, die eine weitere Verbesserung der Regelgüte ohne Erhöhung des Stellauwandes erlauben. Der Grund für diese Verbesserung liegt in der Ausnutzung der vollen Regelungskapazität (Regelbarkeit im ingeniermäßigen Sinn), um den Prozeß innerhalb seiner Betriebsgrenzen konfliktfrei zu regeln.

13.1 Regelungsstruktur für stationäre Führungsgenauigkeit

In [Kap.12.1](#) wurde ein Regelgesetz eingeführt, das die Zustandsgrößen von einem beliebigen Anfangszustand mit vorgebarem Eigenverhalten auf null zurück-führt. Dieses muß nun erweitert werden, um die Ausgangsgrößen vorgegebenen

Führungsgrößen nachzuführen. Besonders wichtig ist stationäre Führungsgenauigkeit, z. B. das Einhalten einer vorgegebenen Fluggeschwindigkeit. Das ist mit einer Zustandsvektorrückführung (ZVR) allein nicht erreichbar, da die ZVR als proportionale Rückführung auch eine proportionale Regeldifferenz nicht verhindern kann. Im folgenden wird das Regelgesetz zunächst durch integrierende Rückführung der Regeldifferenz und durch Vorsteuerung ergänzt. Beide werden als Erweiterung des Konzepts der Zustandsrückführung eingeführt.

13.1.1 Stationärverhalten des Regelkreises mit Zustandsvektorrückführung

Die Gleichungen des Prozesses mit Zustandsvektorrückführung (ZVR) und Führungsgröße \underline{w} nach [Bild 12.1](#) lauten

$$\dot{\underline{x}} = (\underline{A} - \underline{B} \underline{K})\underline{x} + \underline{B} \underline{w} + \underline{E} \underline{z} \quad (12.1.3)$$

$$\underline{y} = \underline{C} \underline{x} . \quad (12.1.4)$$

Das führt auf die Gleichung für das Führungsverhalten

$$\underline{y}(s) = \underline{C}(s\underline{I} - \underline{A} + \underline{B} \underline{K})^{-1} \underline{B} \underline{w}(s) . \quad (13.1.1)$$

(Während in [Kap.12](#) ausschließlich Regler in der Rückführung behandelt wurden und daher die Größe u_c den Eingang zum Regelkreis bildete, wird hier jetzt explizit die Führungsgröße \underline{w} eingeführt.) Im stationären Fall ($s = 0$) ist der Ausgangsgrößenvektor

$$\underline{y}_\infty = -\underline{C}(\underline{A} - \underline{B} \underline{K})^{-1} \underline{B} \underline{w}_\infty \neq \underline{w}_\infty . \quad (13.1.2)$$

Hierin ist $\underline{C}(\underline{A} - \underline{B} \underline{K})^{-1} \underline{B}$ die stationäre Führungs-Übertragungsmatrix (ÜM) des Prozesses mit ZVR. Diese lässt sich allein mit Hilfe von \underline{K} nicht zur Einheitsmatrix machen, wie das folgende Beispiel zeigt. Aus Gl.[13.1.2](#) folgt mit Gl.[12.1.8](#) und [12.1.10](#) für eine PDT₂-Strecke in Regelungnormalform der Stationärwert ($s = 0$)

$$\underline{y}_\infty = -[b_0 \ b_1] \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -(a_0 + k_1) & -(a_1 + k_2) \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} \underline{w}_\infty = \frac{b_0}{a_0 + k_1} \underline{w}_\infty . \quad (13.1.3)$$

Das gleiche Ergebnis ist aus der ÜF des Regelungssystems nach Gl.[12.1.19](#)

$$y(s) = \frac{b_0 + b_1 s}{(a_0 + k_1) + (a_1 + k_2)s + s^2} w(s)$$

als Grenzwert direkt abzulesen. Es bestätigt die bekannte Tatsache, daß bei proportionaler (P-)Regelung stets eine stationäre Regeldifferenz existiert, die bei einem

Regler im Rückführzweig sogar mit der Reglerverstärkung wächst. Der wesentliche Grund dafür liegt darin, daß das Führen auf einen neuen Arbeitspunkt auch einen stationären Ausschlag der Stellgrößen erfordert ($u_\infty \neq 0$). Das ist aber mit einer ZVR (= PD_{n-1}-Regler) nur erreichbar, wenn die Regeldifferenz das Signal dafür liefert. Dieser Mangel muß also durch Erweiterung der Regelungsstruktur behoben werden. Zunächst ist zu untersuchen, ob die Verlagerung des Reglers von der Rückführung in den Vorwärtszweig hier Abhilfe schaffen kann.

Regler im Vorwärtszweig

Für einen Regler im Vorwärtszweig gilt mit Bild 13.1 (vgl. Gl.12.2.5)

$$y = \frac{\hat{g}_z}{1 + \hat{g}\hat{h}}z + \frac{\hat{g}\hat{h}}{1 + \hat{g}\hat{h}}(w - n) . \quad (13.1.4)$$

Die Stör-ÜF des Regelkreises ist (bei $\hat{h} = \hat{k}$) gegenüber Gl.12.1.34 unverändert, genauso auch der dynamische Regelfaktor $\hat{r}(s)$. Für das dynamische Verhalten des Regelkreises ist die Anordnung des Reglers im Kreis ohne Einfluß. Das Führungsverhalten ist aber grundsätzlich verändert, es gilt

$$y = \frac{\hat{g}\hat{h}}{1 + \hat{g}\hat{h}}w = \hat{f}_w w . \quad (13.1.5)$$

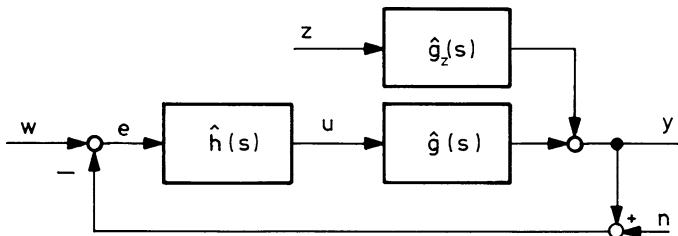


Bild 13.1 Regelkreis mit Regler im Vorwärtszweig (vgl. Bild 12.21)

Mit wachsender Reglerverstärkung geht jetzt der Führungs frequenzgang $\hat{f}_w(j\omega)$ gegen eins, so daß $y \approx w$ wird. Er ist gleich dem Verhältnis der Vektoren $\hat{f}_0(j\omega)$ und $1 + \hat{f}_0(j\omega)$ im Nyquist-Diagramm von Bild 12.10. Da das Meßrauschen $n(s)$ an der gleichen Stelle im Regelkreis angreift wie die Führungsgröße $w(s)$, geht dessen Einfluß auf die Ausgangsgröße allerdings ebenfalls gegen eins. Für die Regeldifferenz gilt

$$\begin{aligned} e &= w - y - n = \frac{1}{1 + \hat{g}\hat{h}}(w - n) - \frac{\hat{g}_z}{1 + \hat{g}\hat{h}}z \\ &= \hat{r}(w - n) - \hat{g}_z \hat{r} z . \end{aligned} \quad (13.1.6)$$

Je kleiner der dynamische Regelfaktor $\hat{h}(s)$ wird, desto kleiner wird auch der Regelfehler $e(s)$. Nach Gl.13.1.6 reduziert sich gleichzeitig der Einfluß von Parameteränderungen auf das Führungsverhalten. Das Stellsignal entspricht bis auf den Einfluß der Führungsgröße der Gl.12.1.38, es ist

$$u = \frac{\hat{h}}{1 + \hat{g} \hat{h}} (w - n) - \frac{\hat{h} \hat{g}_z}{1 + \hat{g} \hat{h}} z . \quad (13.1.7)$$

Es ist demnach ein Kompromiß zu schließen zwischen Führungsgenauigkeit, Störseinfluß, Stellaktivität und Meßqualität. Im Gegensatz zum Regler in der Rückführung kann aber bei dieser Regleranordnung die Reglerverstärkung so groß gewählt werden, wie es im Hinblick auf die Stellaktivität zulässig ist. Damit können das Stör- und das Führungsverhalten gleichzeitig verbessert werden.

Allerdings kann auch hier der Regelfehler nicht null werden, so lange die ÜF des offenen Kreises Proportionalverhalten hat und $|\hat{f}_0(j\omega)| < \infty$ ist. Soll wenigstens der stationäre Regelfehler verschwinden, so muß $\hat{f}_0(s)$ eine Integration enthalten, die für $e_\infty = 0$ den notwendigen Stellausschlag u_∞ erzeugt. Unter der Voraussetzung, daß die Störung z nicht mit integriert wird, kann diese Integration im Regler oder auch in der Strecke angeordnet sein. Allgemein gilt:

Existiert im Vorwärtzweig des Regelkreises vor Eingriff der Störgröße z eine Integration, so wird bei beschränktem Eingangssignal der stationäre Regelfehler null, sofern kein stationärer Meßfehler vorliegt.

13.1.2 Einführung einer Vorsteuermatrix

Das Führungsverhalten kann durch eine Vorsteuerung unabhängig von Dynamik und Störverhalten beeinflußt werden. Wird die Zustandsrückführung von Bild 12.1 durch eine konstante Vorsteuermatrix ergänzt, so ergibt sich die in Bild 13.2 gezeigte Struktur eines Reglers mit zwei Einstellungsmöglichkeiten (Regler mit zwei Freiheitsgraden). Mit dem Regelgesetz

$$\underline{u} = -\underline{K} \underline{x} + \underline{H} \underline{w} \quad (13.1.8)$$

und der Zustandsgleichung für das Regelungssystem

$$\dot{\underline{x}} = (\underline{A} - \underline{B} \underline{K}) \underline{x} + \underline{B} \underline{H} \underline{w} + \underline{E} \underline{z} \quad (13.1.9)$$

lautet die stationäre Lösung für das Führungsverhalten jetzt

$$\underline{y}_\infty = -\underline{C}(\underline{A} - \underline{B} \underline{K})^{-1} \underline{B} \underline{H} \underline{w}_\infty . \quad (13.1.10)$$

Die Bedingung $\underline{y}_\infty = \underline{w}_\infty$ ist für alle \underline{w}_∞ erfüllt, wenn gilt

$$-\underline{C}(\underline{A} - \underline{B} \underline{K})^{-1} \underline{B} \underline{H} = \underline{I} . \quad (13.1.11)$$

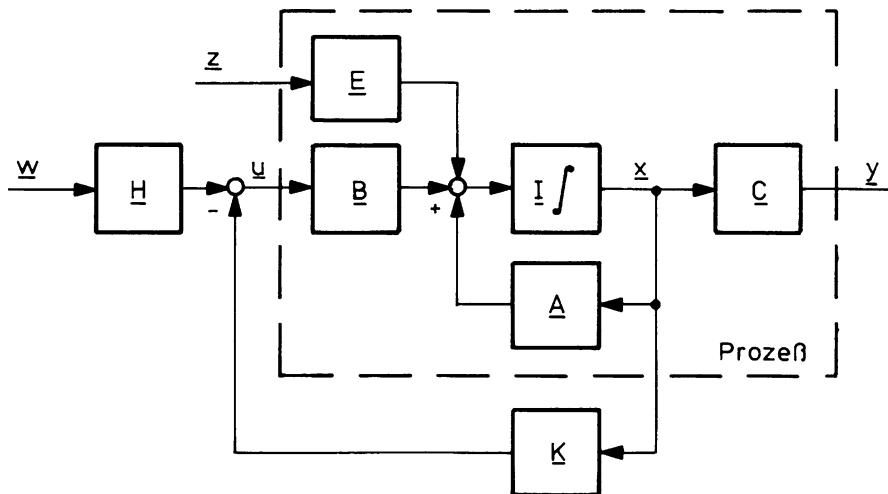


Bild 13.2 Zustandsvektorrückführung mit Vorsteuerung

Für die Vorsteuermatrix wird also gefordert

$$\underline{H} = - \left[\underline{C}(\underline{A} - \underline{B} \underline{K})^{-1} \underline{B} \right]^{-1} = - (\hat{\underline{G}}'(0))^{-1}. \quad (13.1.12)$$

Hierin ist der Ausdruck in der eckigen Klammer gleich der inversen stationären ÜM des Prozesses mit ZVR (da \underline{C} und \underline{B} im allgemeinen singulär sind, kann dieser Ausdruck nicht weiter aufgelöst werden). Mit dieser Regelungsstruktur wird also stationäre Führungsgenauigkeit erreicht, solange

- keine stationären Störungen auftreten, d. h. \underline{z} mittelwertfrei ist,
- die Parameter \underline{A} , \underline{B} , und \underline{C} nicht von ihren Nominalwerten abweichen.

Sind diese Voraussetzungen nicht erfüllt, so ist die Regelungsstruktur weiter zu ergänzen, wie in Kap. 13.1.3 ausgeführt. Für die Auslegung der Vorsteuermatrix gilt folgendes:

1. \underline{H} beeinflusst nur das Führungsverhalten, nicht aber die Dynamik des Systems, da mit ihr keine Rückführschleife gebildet wird.
2. \underline{H} ist durch algebraische Rechnung im Sinne der Führungsgenauigkeit nach Gl. 13.1.14 auszulegen. Es gibt dabei kein Stabilitätsproblem, die Matrix \underline{H} kann daher, wenn nötig, auch nichtlineare Elemente enthalten.
3. Die Auslegung von \underline{H} ist nicht Teil der quadratischen Optimierung, es braucht also nicht die Führungs-Sprungantwort optimiert zu werden. Das wäre auch nicht ohne weiteres möglich, da wegen $\underline{x}_\infty \neq \underline{0}$ das Gütekriterium von Gl. 11.4.1 nicht mehr konvergiert. Die Optimierung betrifft auch hier nur das Eigenverhalten.

Die Auslegung des Gesamtreglers hat also in zwei Schritten zu erfolgen, wobei zunächst das Eigenverhalten entsprechend [Kap.12](#) zu optimieren ist und nach Festlegung der Rückführmatrix \underline{K} die Vorsteuerung \underline{H} zu berechnen ist.

Vergleich mit einer Ausgangsvektorrückführung

Die so gefundene Regelungsstruktur enthält implizit den Fall einer Ausgangsvektorrückführung mit ZVR, wie sie Bild [13.3](#) zeigt. Die Zustandsgleichung dieses Regelungssystems lautet

$$\dot{\underline{x}} = [\underline{A} - \underline{B} (\underline{K}' + \underline{H}' \underline{C})] \underline{x} + \underline{B} \underline{H}' \underline{w} + \underline{E} \underline{z}. \quad (13.1.13)$$

Sie ist für

$$\underline{H}' = \underline{H} \quad \text{und} \quad \underline{K}' + \underline{H}' \underline{C} = \underline{K} \quad (13.1.14)$$

identisch mit Gl.[13.1.9](#). Dieses Regelgesetz läßt sich also auf den Fall der ZVR mit Vorsteuerung nach Bild [13.2](#) zurückführen und in gleicher Weise wie oben auslegen. Ein gesondertes Auslegungsverfahren für eine Ausgangsvektorrückführung ist also nicht erforderlich. Es sind lediglich bei der Umformung die Beschränkungen zu berücksichtigen, die aus der evtl. geringeren Anzahl von Meßgrößen resultieren. Bei reiner Ausgangsvektorrückführung ($\underline{K}' = \underline{0}$) sind nicht alle Elemente von $\underline{K} = \underline{H}' \underline{C}$ frei verfügbar (da \underline{C} vorgegeben ist), so daß nicht alle Eigenwerte von \underline{A}' unabhängig modifizierbar sind.

Will man die obige Reglerstruktur von Bild [13.3](#) direkt optimieren, so muß ein Teil des Zustandsvektors so durch die Regeldifferenz e ersetzt werden, daß das Gütekriterium auch für den Eingangssprung konvergiert.

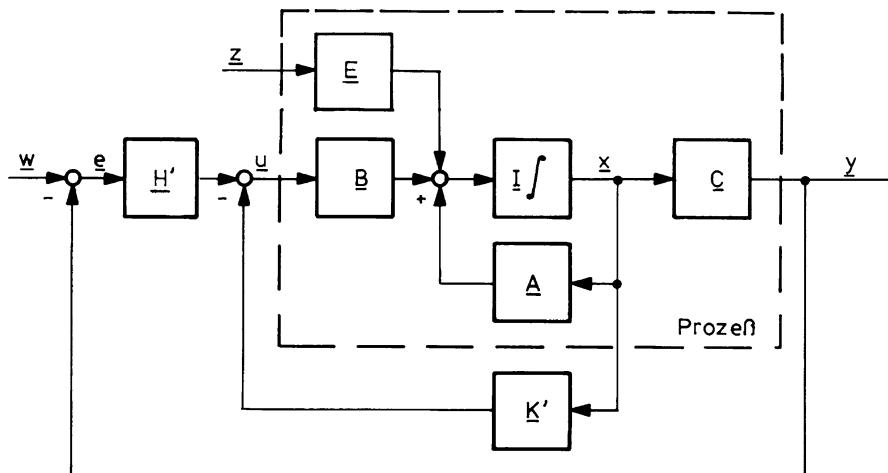


Bild 13.3 Ausgangsvektorrückführung mit Zustandsvektorrückführung

13.1.3 Erweiterung der ZVR durch einen I-Regler

Mit der bisher eingeführten Zustandsvektorrückführung mit Vorsteuerung lassen sich zwei der in Kap.12.1 genannten Ziele verwirklichen, nämlich:

- das Eigenverhalten („Dynamik“) des Prozesses zu modifizieren und den Einfluß abklingender (stochastischer) Störungen abzumindern und
- stationäre Führungsgenauigkeit (bei festen Prozeßparametern) zu erreichen.

Da letzteres aber mit Hilfe einer Steuerung geschieht, ist die dritte Forderung nicht erfüllbar:

- trotz nicht abklingender Störsignale und Parameteränderungen ist der Zustandsvektor auf dem gewünschten Arbeitspunkt zu halten.

Die Wirkung von Parameteränderungen wird zwar durch die ZVR reduziert, kann aber nicht vollständig kompensiert werden. Zur Kompensation sowohl von stationären Störungen als auch von stationären Parameterabweichungen ist ein stationärer Stellausschlag erforderlich, der nur durch Integration des Regelfehlers erzeugt werden kann. Die Regelungsstruktur ist also durch einen vektoriellen I-Regler zu erweitern. Wird der Vektor der Regeldifferenz integriert, so werden neue Speicher und damit neue Zustandsgrößen in den Regelkreis eingeführt. Dadurch wird ein „Gedächtnis“ geschaffen, das auch bei $e \rightarrow 0$ einen stationären Wert des Stellvektors erzeugen kann, und es ist eine Reglerstruktur gefunden, die in der Lage ist, alle drei oben genannten Güteforderungen zu erfüllen.

Diese Struktur soll zunächst am Beispiel eines Eingrößensystems aus der vollständigen ZVR formal hergeleitet werden. Ein Führungsgrößensprung lässt sich als Führungsprozeß generieren mit der Zustandsgleichung

$$\dot{w} = 0 \quad \text{mit} \quad w(0) = w_0 . \quad (13.1.15)$$

Den aus Regelstrecke, Führungsprozeß und Integration der Regeldifferenz bestehenden Gesamtprozeß zeigt Bild 13.4. Er wird beschrieben durch die vier Zustandsgleichungen

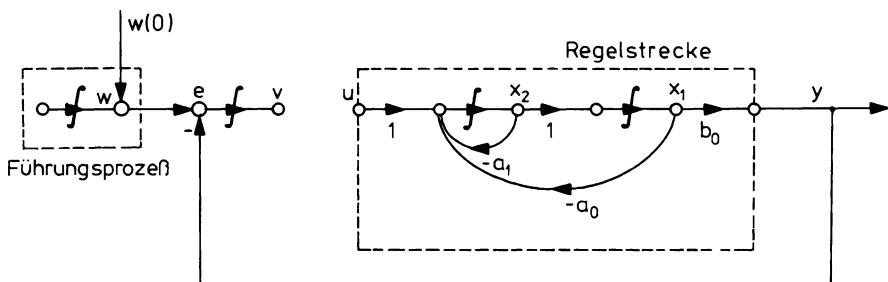


Bild 13.4 Zur Anwendung des ZVR-Regelungssystems auf einen integrierenden Regler

$$\begin{aligned}\dot{x}_1 &= x_2 \\ \dot{x}_2 &= -a_0 x_1 - a_1 x_2 + u \\ \dot{v} &= e = w - y \quad \text{und} \quad \dot{w} = 0 .\end{aligned}\tag{13.1.16}$$

Werden alle vier Zustandsgrößen auf die Stellgröße zurückgeführt, so ergibt sich das Regelgesetz

$$u = -k_1 x_1 - k_2 x_2 + j v + h w , \tag{13.1.17}$$

das in Bild 13.5 dargestellt ist. Die formale Anwendung der Zustandsrückführung auf den erweiterten Zustandsvektor führt also auf eine Verbindung der konventionellen ZVR mit integrierendem (Ausgangsgrößen-)Regler und Führungsgrößenaufschaltung.

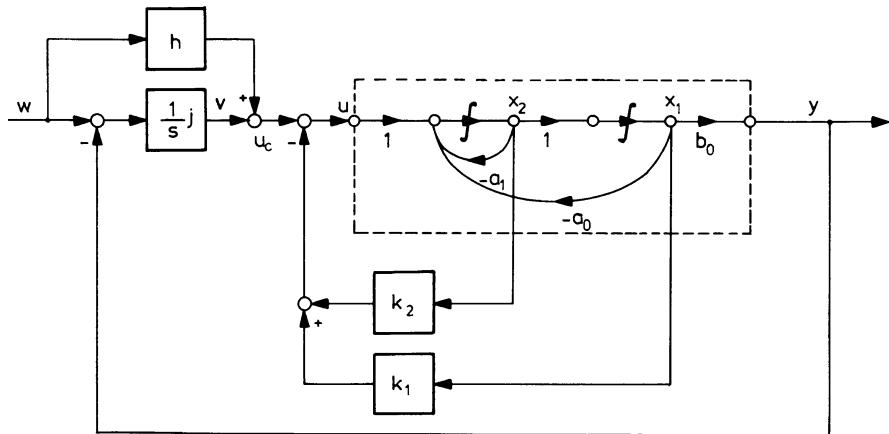


Bild 13.5 ZVR mit integrierendem (I-)Regler und Vorsteuerung (Eingrößensystem)

In die ÜF für die Strecke mit Zustandsrückführung

$$y(s) = \frac{b_0}{(a_0 + k_1) + (a_1 + k_2)s + s^2} u_c(s) \tag{13.1.18}$$

wird diejenige für den Führungsregler eingesetzt

$$u_c(s) = \frac{j}{s} (w(s) - y(s)) + h w(s) = -\frac{j}{s} y(s) + \frac{j + hs}{s} w(s) . \tag{13.1.19}$$

Daraus folgt die ÜF des geregelten Systems

$$\begin{aligned}y(s) &= \frac{b_0}{(a_0 + k_1) + (a_1 + k_2)s + s^2} \left[-\frac{j}{s} y(s) + \frac{j + hs}{s} w(s) \right] \\ &= \frac{b_0(j + hs)}{b_0 j + (a_0 + k_1)s + (a_1 + k_2)s^2 + s^3} w(s) .\end{aligned}\tag{13.1.20}$$

Unter Voraussetzung der Stabilität gilt hiernach stationär

$$y|_{t \rightarrow \infty} = \lim_{s \rightarrow 0} s y(s) = w|_{t \rightarrow \infty} . \quad (13.1.21)$$

An Hand des Beispiels ist folgendes festzustellen:

- Die Eigendynamik des Systems wird durch die Reglerkoeffizienten j , k_1 und k_2 vorgegeben (sie bilden jeweils Rückführschleifen).
- Die Rückführung der integrierten Regeldifferenz $e = w - y$ erzeugt unabhängig von den Prozeßparametern stationäre Führungsgenauigkeit.
- Die Führungsgrößenaufschaltung h beeinflußt die Eigendynamik nicht, bildet aber einen Vorhalt, der das Führungsverhalten beschleunigt. Sie bietet also Vorteile gegenüber einem reinen PI-Regler, der in obiger Reglerstruktur implizit enthalten ist.
- Auf eine P-Rückführung von y selbst kann verzichtet werden, da sie in der x_1 -Rückführung enthalten ist. Auch ein D-Anteil ist überflüssig, da alle Zustandsgrößen zurückgeführt werden.

Man kann allgemein für Mehrgrößensysteme nachweisen, daß die stationäre Regeldifferenz verschwindet, wenn man ein Modell des Führungsprozesses in den Vorwärtzweig des Regelkreises einfügt und dessen Zustandsvariable auf die Stell eingänge der Regelstrecke führt. Für sprungförmige Führungssignale bedeutet das (wie im obigen Beispiel), daß alle Komponenten der Regeldifferenz zu integrieren und auf alle Stellgrößen zu führen sind, wie in Bild 13.6.

Die Zustandsgleichungen dieses Filters im Vorwärtzweig des Regelkreises lauten also

$$\dot{\underline{v}} = \underline{e} = \underline{w} - \underline{y} , \quad (13.1.22)$$

$$\underline{u} = \underline{J} \underline{v} . \quad (13.1.23)$$

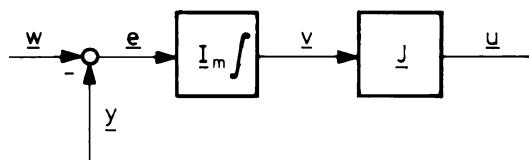


Bild 13.6 Definition des Mehrgrößen-I-Reglers

Für eine eindeutige Führung muß J eine reguläre Matrix sein, d. h. jede einzelne Regeldifferenz muß integriert und auf eine unabhängige Stellgröße geführt werden; der Zustandsvektor des Gesamtsystems erweitert sich um die m Zustandsvariablen des Reglers. Das vollständige Regelgesetz mit Führungsgrößenaufschaltung lautet also für Mehrgrößensysteme

$$\underline{u} = -\underline{K} \underline{x} + \underline{J} \underline{v} + \underline{H} \underline{w} , \quad (13.1.24)$$

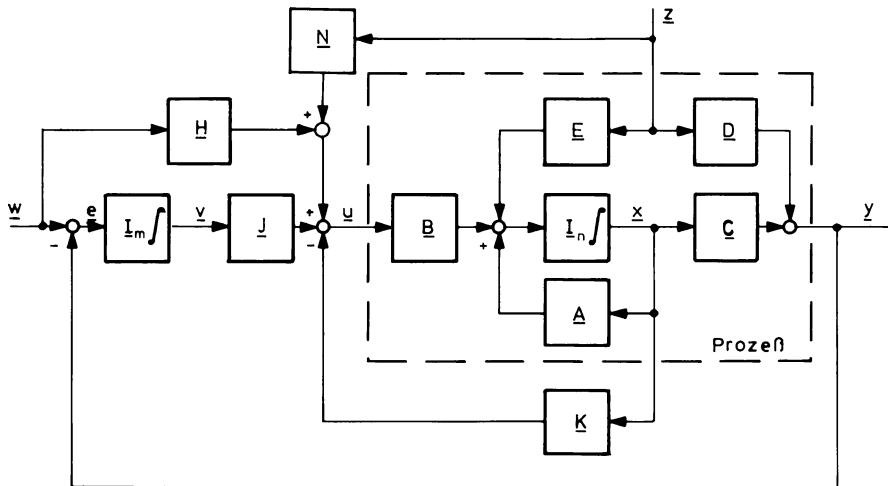


Bild 13.7 ZVR mit I-Regler und Vorsteuerung (Mehrgrößensystem)

es ist in Bild 13.7 dargestellt (die Störgrößenaufschaltung über die Matrix \underline{N} wird erst später betrachtet). Die Gleichungen dieses Regelungssystems lauten zusammengefaßt und erweitert um einen Störeinfluß (über \underline{D}) auf den Ausgangsvektor

$$\begin{bmatrix} \dot{\underline{x}} \\ \dot{\underline{v}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (\underline{A} - \underline{B} \underline{K}) & \underline{B} \underline{J} \\ -\underline{C} & \underline{O} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \underline{x} \\ \underline{v} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \underline{B} \underline{H} & \underline{E} \\ \underline{I} & -\underline{D} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \underline{w} \\ \underline{z} \end{bmatrix} \quad (13.1.25)$$

$$\underline{y} = [\underline{C} \underline{O}] \begin{bmatrix} \underline{x} \\ \underline{v} \end{bmatrix} + \underline{D} \underline{z}. \quad (13.1.26)$$

Für die Laplace-Transformierte des Ausgangsvektors folgt daraus

$$\begin{aligned} y(s) &= [\underline{C} \underline{O}] \begin{bmatrix} s\underline{I} - (\underline{A} - \underline{B} \underline{K}) & -\underline{B} \underline{J} \\ \underline{C} & s\underline{I} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \underline{B} \underline{H} & \underline{E} \\ \underline{I} & -\underline{D} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \underline{w} \\ \underline{z} \end{bmatrix} + \underline{D} \underline{z} \\ &= \frac{1}{|s^2 \underline{I} - s(\underline{A} - \underline{B} \underline{K}) + \underline{C} \underline{B} \underline{J}|} \times [(s\underline{C} \underline{B} \underline{H} + \underline{C} \underline{B} \underline{J}) \underline{w} + (s\underline{C} \underline{E} - \underline{C} \underline{B} \underline{J} \underline{D}) \underline{z}] + \underline{D} \underline{z}. \end{aligned} \quad (13.1.27)$$

Unter Voraussetzung der Stabilität folgt daraus im stationären Fall ($s \rightarrow 0$)

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \underline{e} = \underline{w}_\infty - \underline{y}_\infty = \underline{0}. \quad (13.1.28)$$

Damit ist nachgewiesen, daß auch in Anwesenheit stationärer Störungen durch den I-Anteil die stationäre Genauigkeit gesichert ist. Die Vorteile der

Verbindung von I-Regelung und Führungsgrößenaufschaltung lassen sich wie folgt zusammenfassen:

1. Der I-Regler sorgt generell für stationäre Führungsgenauigkeit, führt aber allein zu trägem Verhalten (Stabilitätsprobleme).
2. Über \underline{H} werden Führungskommandos direkt (unverzögert) auf \underline{u} geführt, die Verstärkungen sind unabhängig von Stabilitätsfragen wählbar.
3. Das Führungsverhalten kann unabhängig vom Eigen- und Störverhalten vorgegeben werden.

Die Vorsteuermatrix \underline{H} wird nach Gl.13.1.12 für stationäre Führungsgenauigkeit ausgelegt, d. h. für den Fall nominaler Prozeßparameter und verschwindender Störgrößen. Die Ausgänge der Integratoren sind in diesem Fall null. Die Integratoren übernehmen dagegen die Kompensation der (unbekannten) stationären Störungen und der Parameteränderungen. Dieses Ergebnis entspricht dem für die Reglerstruktur zu befolgenden Grundprinzip:

Kompensierte bekannte Einflüsse mit Hilfe von Steuerung, unbekannte Einflüsse mit Hilfe von Regelung.

Da I-Regler das Regelkreisverhalten verlangsamen, wird man ihre Zahl auf das notwendigste beschränken (= Anzahl der unabhängig zu führenden Regelgrößen) und ihre Verstärkung (Matrix J) so gering wie möglich halten. Sie haben sozusagen nur die Aufgabe der „Trimmung“, um langsame Arbeitspunktänderungen (unbekannte Parameteränderungen und Störungen) aufzufangen. Sie übernehmen damit nach Gl.13.1.28 auch zusammen mit der Vorsteuerung die stationäre Entkopplung des Systems.

13.1.4 Störgrößenaufschaltung

Sind Störgrößen meßbar, so sollten sie nach dem Grundprinzip, daß alle verfügbare Information zur Regelung und Steuerung verwendet wird, ebenfalls direkt auf die Stellgrößen aufgeschaltet werden. Das Regelgesetz ist also entsprechend Bild 13.7 wie folgt zu ergänzen:

$$\underline{u} = -\underline{K} \underline{x} + \underline{H} \underline{w} + \underline{J} \underline{v} + \underline{N} \underline{z}. \quad (13.1.29)$$

Die Zustandsgleichung des Gesamtsystems lautet dann für $\underline{w} = \underline{0}$ nach Gl.13.1.25

$$\begin{bmatrix} \dot{\underline{x}} \\ \dot{\underline{v}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (A - \underline{B} \underline{K}) & \underline{B} \underline{J} \\ -\underline{C} & \underline{O} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \underline{x} \\ \underline{v} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \underline{E} + \underline{B} \underline{N} \\ -\underline{D} \end{bmatrix} \underline{z}, \quad (13.1.30)$$

während die Ausgangsgleichung Gl.13.1.26 unverändert bleibt. Der Einfluß von \underline{z} auf den Zustandsvektor \underline{x} wird eliminiert, wenn

$$\underline{E} + \underline{B} \underline{N} = \underline{0} \quad \text{d. h.} \quad \underline{N} = -\underline{B}^{-1} \underline{E} \quad (13.1.31)$$

wird. Da \underline{B} aber nicht invertierbar ist, kann stattdessen nur der Restvektor minimiert werden:

$$\underline{\delta} = \underline{E} \underline{z} + \underline{B} \underline{N} \underline{z} \rightarrow \text{Min} . \quad (13.1.32)$$

Aus $|\underline{\delta}|^2 \rightarrow \text{Min}$ folgt nach Differentiation

$$\underline{N} = -(\underline{B}^T \underline{B})^{-1} \underline{B}^T \underline{E} = \underline{B}^+ \underline{E} . \quad (13.1.33)$$

Die Pseudoinverse \underline{B}^+ existiert, wenn \underline{B} vollen Rang hat, d. h. wenn die Stellgrößen voneinander unabhängig sind, vgl. hierzu [Kap.8.1.5](#). Der Störeinfluß auf die Ausgangsgrößen kann bei der Reglerstruktur von Bild [13.7](#) nur stationär mit Hilfe des I-Reglers eliminiert werden mit

$$\underline{y}(\infty) = \underline{C} \underline{x}(\infty) + \underline{D} \underline{z}(\infty) = -\underline{e}(\infty) = \underline{0} , \quad (13.1.34)$$

woraus aber folgt, daß $\underline{x}(\infty) \neq \underline{0}$ ist. In diesem Fall ist also ein Kompromiß zwischen der Reduktion des Störeinflusses auf die Ausgangsgrößen und auf die Zustandsgrößen zu schließen. Windstörungen wirken, wie in [Kap.8.5.4](#) diskutiert, sowohl auf Zustands- als auf Ausgangsgrößen. Hier ist also stets ein entsprechender Kompromiß nötig. Nicht meßbare Störungen können theoretisch mit Hilfe eines Störbeobachters entsprechend [Kap.12.1.5](#) geschätzt und dann ebenfalls zurückgeführt werden. Wegen der Komplexität und Parameterunsicherheit der (Wind-)Störmmodelle ist ein solcher Ansatz aber nur in sehr eingeschränktem Maße realisierbar.

13.1.5 Kaskadenregelung

In der Flugzeugdynamik sind die einzelnen Freiheitsgrade hierarchisch aufgebaut. Beispiele dafür sind die Wirkungsketten

$$\begin{aligned} \rightarrow \eta &\rightarrow q_K \rightarrow \alpha \rightarrow \gamma \rightarrow H & \text{in der Längsbewegung (vgl. Bild 7.5) und} \\ \rightarrow \xi &\rightarrow p_K \rightarrow \Phi \rightarrow \chi \rightarrow D & \text{in der Seitenbewegung (vgl. Bild 7.6).} \end{aligned}$$

Da meist nur eine der Größen (i. allg. die äußere) unabhängig zu regeln ist, genügt jeweils eine einzige Stellgröße. Die Größen der Wirkungskette gehen durch Integration auseinander hervor, sie sind Zustandsgrößen des Prozesses. Um stabiles, gut gedämpftes Verhalten zu erzielen, müssen sie alle auf jeweils eine Stellgröße (in Längs- und Seitenbewegung) zurückgeführt werden. Werden die Einzelregler für jede Zustandsgröße kaskadenförmig im Vorwärtszweig angeordnet wie in Bild [13.8](#), so spricht man von einer Kaskadenregelung. Diese Struktur verbindet das Prinzip der Zustandsrückführung mit dem der Führungsregelung mit PI-Regler. Eine Besonderheit dieser Struktur ist, daß die Regelschleifen von innen nach außen symmetrisch aufgebaut sind und daß jeweils das Stellsignal des äußeren Reglers zum

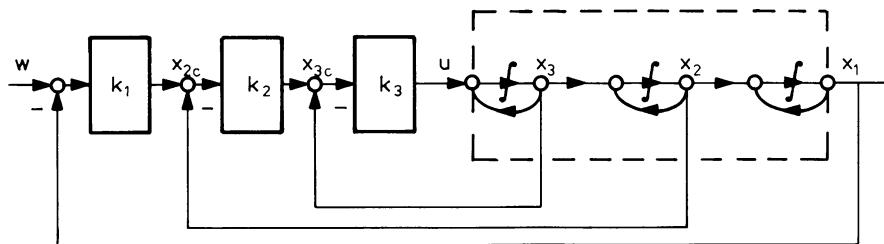


Bild 13.8 Kaskadenförmige Reglerstruktur

Führungssignal der nächst-inneren Schleife wird. Die innere Schleife aus Regler und Streckenteil kann auch als „Ersatzstrecke“ für den nächst-äußeren Regler angesehen werden. Die Führungsgröße der inneren Schleife ist dann „Stellgröße“ für den äußeren Regler. Das entspricht auch der Prozeßphysik. Beispielsweise ist q_K „Stellgröße“ für eine α -Änderung, α wiederum „Stellgröße“ für γ , diese schließlich Stellgröße für H . Nach dem gleichen Schema liefert ein Höhenregler den Führungswert für die γ -Regelschleife, diese wiederum den Führungswert für die α - (bzw. n_z)-Regelschleife und so fort. Dabei enthält die innerste Regelschleife den schnellsten Freiheitsgrad und die jeweils äußeren Schleifen die langsameren Freiheitsgrade.

Wenn nötig, kann in jeder Regelschleife ein PI-Regler zum Erreichen stationärer Genauigkeit eingesetzt werden. Wird die Nullstelle des PI-Reglers jeweils gleich der zugehörigen Streckenzeitzkonstante gewählt, so können große Zeitkonstanten kompensiert werden und der Entwurf vereinfacht sich /Leonhard 81/. Das ist bei reellen Polen realisierbar, bei schwach gedämpften komplexen Polen aber mit großer Vorsicht einzusetzen.

Beispiel für eine Kaskadenregelung (Bild 13.9)

Zunächst werde die innere Regelschleife geschlossen. Die ÜF zwischen u und x_2 lautet

$$\hat{g}_{x_2u} = \frac{1}{1 + T_2 s}. \quad (13.1.35)$$

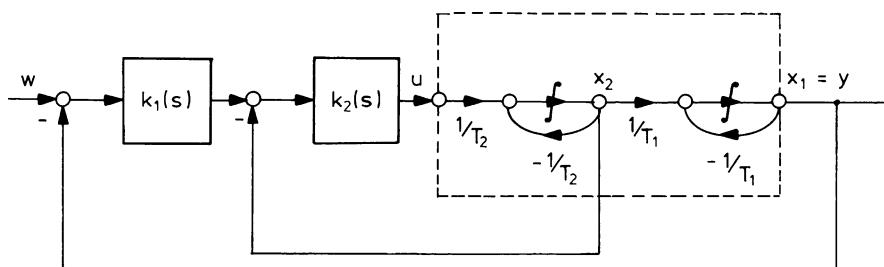


Bild 13.9 Beispiel einer Kaskadenregelung

Wird hierfür ein PI-Regler gewählt

$$\hat{k}_2 = k_2 \left(1 + \frac{1}{T_{N_2}s} \right) = k_2 \frac{T_{N_2}s + 1}{T_{N_2}s}, \quad (13.1.36)$$

so lautet die ÜF des offenen Kreises (innere Schleife)

$$\hat{f}_{02} = k_2 \frac{1 + T_{N_2}s}{T_{N_2}s(1 + T_2s)}. \quad (13.1.37)$$

Wird $T_{N_2} = T_2$ gewählt, so wird die (evtl. störende) Zeitkonstante T_2 kompensiert und der weitere Entwurf vereinfacht sich erheblich. Die ÜF des inneren Prozeßteils mit Regler lautet dann

$$\hat{g}'_{x_2u} = \frac{k_2}{T_{N_2}s} \left(1 + \frac{k_2}{T_{N_2}s} \right)^{-1} = \frac{k_2}{k_2 + T_{N_2}s}. \quad (13.1.38)$$

Wird für die äußere Regelschleife genauso verfahren, so folgt als ÜF des offenen Kreises (äußere Schleife)

$$\hat{f}_{01} = \frac{1}{1 + \frac{T_{N_2}}{k_2}s} k_1 \frac{1 + T_{N_1}s}{T_{N_1}s} \frac{1}{1 + T_1s} = \frac{k_1}{T_{N_1}s} \frac{1}{1 + T_1s} \quad (13.1.39)$$

mit $T_{N_1} = T_{N_2}/k_2$. Die ÜF des durch zwei PI-Regler geregelten Systems lautet

$$\hat{g}_{yu} = \frac{k_1}{k_1 + T_{N_1}s(1 + T_1s)}. \quad (13.1.40)$$

Die Vorteile der Kaskadenregelung werden aber erst bei ihrer Anwendung auf nicht-lineare Systeme mit Modellunsicherheiten und Begrenzungen wirksam. Zum einen lässt sich der Entwurf schrittweise von innen nach außen durchführen und die einzelnen Regelschleifen können nacheinander am realen Prozeß in Betrieb genommen, überprüft und korrigiert werden. Weiterhin lassen sich die Führungsgrößen der einzelnen Regelschleifen begrenzen, um den erlaubten Betriebsbereich des Prozesses einzuhalten (Begrenzung von \dot{H}_c , α_c bzw. n_{zc} im obigen Beispiel). Schließlich kann der menschliche Regler (Pilot) die Aufgaben äußerer Regelschleifen übernehmen, falls diese ausfallen. Die äußeren Regler können daher nach einem niedrigeren Sicherheitsstandard ausgelegt werden als die inneren. Je nach Schwierigkeitsgrad seiner Flugaufgabe und seiner Beanspruchung durch andere Aufgaben kann der Pilot wählen, in welcher Hierarchieebene er selbst eingreifen will. Voraussetzung dafür ist allerdings, daß jede Ebene der Kaskade für sich ein annehmbares Verhalten zeigt und vom Piloten her ansteuerbar ist (vgl. auch die Diskussion in Kap.10.3.5).

Aus den genannten Gründen ist die Kaskadenregelung eine in Flugreglern sehr häufig anzutreffende Grundstruktur, sie läßt sich auch auf Mehrgrößensysteme erweitern.

13.2 Auslegung von Führungsreglern

Bei der Auslegung von Führungsreglern treten neben Forderungen an die Dynamik solche an die Führungsgenauigkeit. Diese beziehen sich auf den stationären Fall, solange das Ziel eine Festwertregelung ist, wie z. B. das genaue Einhalten einer festen Flughöhe. Es ergeben sich zusätzliche dynamische Forderungen, wenn das Flugzeug auf einer Trajektorie mit ständig wechselnder Richtung und/oder Fluggeschwindigkeit geführt werden soll. Wie in Kap.13.1 gezeigt, muß die Reglerstruktur erweitert werden, um diese zusätzlichen Forderungen erfüllbar zu machen.

Die Erweiterung von Forderungskatalog und Reglerstruktur bedingt auch eine Erweiterung und Anpassung der in Kap.12.3 dargestellten Entwurfsverfahren. Im Prinzip läßt sich natürlich auch ein Führungsregler mit Hilfe der Polvorgabe auslegen. Die Auslegungskriterien beziehen sich aber kaum auf Pollagen, sondern enthalten vielmehr Forderungen nach der Einhaltung von Begrenzungen für Zustandsgrößen (z. B. Beschleunigung, Hängewinkel, Anstellwinkel, Überschwingen von Bahngrößen) und Stellgrößen. Hierzu eignen sich viel eher Integralkriterien. Und da diese Forderungen sehr vielfältig sind (Führungsgenauigkeit, Dynamik, Passagierkomfort, Begrenzungen) müssen diese wie auch die Auslegungsverfahren sehr flexibel und anpassungsfähig sein.

Wie schon mehrfach angedeutet, ist ein globaler Entwurf mit einem globalen Kriterium in der Flugregelung kaum aussichtsreich. Er sollte vielmehr in mehrere, überschaubare Schritte aufgeteilt werden. Da die Störunterdrückung und die Anpassung der Flugeigenschaften i. allg. die höchsten Anforderungen an die höherfrequente Stellaktivität stellen, sollten diese am Beginn des Reglerentwurfs stehen. Darauf aufbauend ist die langsamere Bahndynamik so auszulegen, daß bei optimaler Ausnutzung der Stellaktivität und unter Einhaltung aller Begrenzungen der gewünschte Bahnverlauf erzielt wird. Auch diese Aufgabe kann so aufgeteilt werden, daß die Regelschleifen nacheinander von „innen“ nach „außen“ optimiert werden und dabei das Regelungssystem schrittweise aufgebaut wird.

13.2.1 Globaler Riccati-Entwurf

Der Entwurf von Festwertreglern läßt sich grundsätzlich in den dynamischen und den stationären Anteil aufspalten. Dabei beschränkt sich der stationäre Entwurf (Vorsteuerung H) auf die Berechnung des Kehrwertes der stationären Strecken-ÜM, vgl. Gl.13.1.12. Nur die Zustandsrückführung (evtl. mit Beobachter und/oder weiteren Filtern) ist mit Optimierungsverfahren nach Kap.12.3 auszulegen. Auch die integrierenden Rückführungen lassen sich davon abspalten, solange ihre Verstärkung

gering bleibt, da ihre Wirkung dann näherungsweise von der übrigen Dynamik entkoppelt ist. Die Koeffizienten der Matrix J lassen sich dann bestimmen, indem man sie nach Auslegung von ZVR und Vorsteuerung im Probierverfahren schrittweise von null aus vergrößert, bis die stationäre Störunterdrückung den Anforderungen genügt.

Will man andererseits die Dynamik optimieren, die sich durch gemeinsame Wirkung von ZVR und I-Regler ergibt, so sind die Regelkreisgleichungen so umzuformen, daß insgesamt wieder ein „Riccati-Problem“ entsteht, womit die Verfahren der Polvorgabe oder der quadratischen Optimierung anwendbar werden. Das Blockschaltbild 13.7 kann hierzu zum Bild 13.10 umgeformt werden.

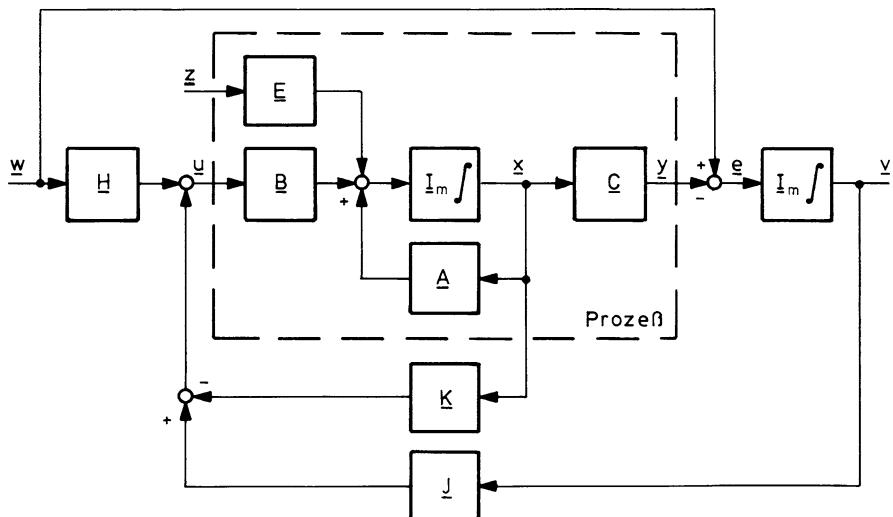


Bild 13.10 Zur Umformung einer I-Regler-Struktur in ein Riccati-Problem

Die Systemgleichungen lauten jetzt (sie sind in die ursprünglichen Gleichungen überführbar)

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{v} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & O \\ -C & O \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ v \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B \\ O \end{bmatrix} \underline{u} + \begin{bmatrix} O & E \\ I & O \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w \\ z \end{bmatrix} \quad (13.2.1)$$

$$\underline{u} = [-\underline{K} \quad \underline{J}] \begin{bmatrix} \frac{x}{v} \\ v \end{bmatrix} + \underline{H} \underline{w} . \quad (13.2.2)$$

Im homogenen Fall ($w = 0$ und $z = 0$) lassen sie sich abgekürzt schreiben:

$$\dot{\bar{x}} = \bar{A}\bar{x} + \bar{B}u \quad \text{mit} \quad u = -\bar{K}\bar{x}, \quad (13.2.3)$$

was auf die von der ZVR her bekannte Form führt (vgl. Gl.13.1.25)

$$\dot{\underline{x}} = (\underline{A} - \underline{B} \underline{K}) \underline{x} = \begin{bmatrix} (A - BK) & BJ \\ -C & O \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \underline{x} \\ v \end{bmatrix}. \quad (13.2.4)$$

Zur Auslegung der Rückführmatrix

$$\underline{K} = [K \quad -J] \quad (13.2.5)$$

können die in [Kap.12.3](#) eingeführten Verfahren herangezogen werden. Der Entwurf kann sich allerdings auch hier nur auf den homogenen Fall beziehen, da für $\underline{w} \neq \underline{0}$ auch $\underline{x} \neq \underline{0}$ und $\underline{u} \neq \underline{0}$ wird, so daß das Integralkriterium nicht konvergiert. Die Vorsteuerung ist also auch in diesem Fall getrennt nach [Kap.13.1.2](#) auszulegen.

13.2.2 Numerische Optimierung

Die Optimierung mit Hilfe der Riccati-Differentialgleichung ist sehr unflexibel, da das Gütekriterium starken Einschränkungen unterliegt und die Reglerstruktur nicht beeinflußt werden kann. Bei einer numerischen Parameteroptimierung mit Hilfe von Suchverfahren können dagegen sowohl die Reglerstruktur als auch das Gütekriterium in weiten Grenzen frei gewählt werden. Beide können den vielfältigsten Forderungen und realen technischen Randbedingungen angepaßt werden. Die Berücksichtigung nichtlinearer Zusammenhänge (z. B. auch von Begrenzungen) ist ohne weiteres möglich. Die Anwendung auf komplexe, nichtlineare Prozeßmodelle kann allerdings zu untragbar hohem Rechenaufwand führen. Da diese Verfahren keine Stabilität garantieren, ist das Optimierungsergebnis genau zu prüfen.

Die Vorgehensweise bei der numerischen Optimierung verdeutlicht Bild [13.11](#):

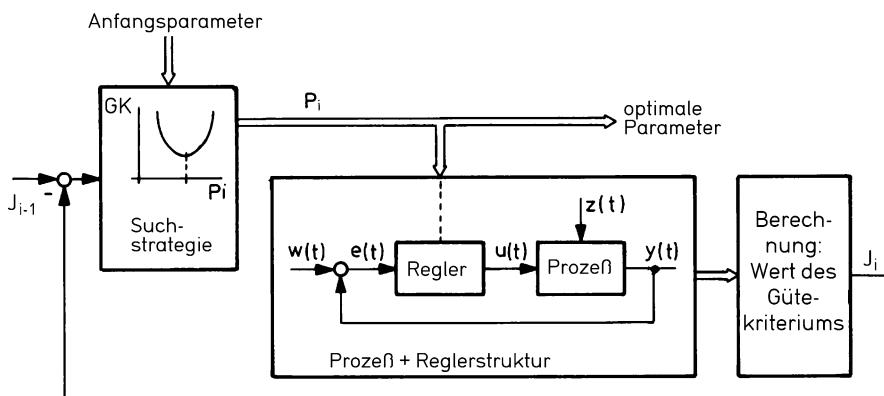


Bild 13.11 Wirkungskreis der numerischen Optimierung

- 1) Man erstellt ein möglichst vollständiges (evtl. nichtlineares) Rechnermodell des Prozesses und erzeugt geeignete (realistische) Eingangssignale u und z .
- 2) Man entwirft eine aufgabengerechte Reglerstruktur, die man zusammen mit dem Prozeß simuliert.
- 3) Man stellt ein Gütekriterium J auf und berechnet es aus dem simulierten Systemverhalten.
- 4) Die freien Parameter des Reglers werden mit Hilfe einer Suchstrategie so lange iterativ verändert, bis der Wert des Gütekriteriums minimal wird. Ebenso kann man, wenn nötig, die Reglerstruktur modifizieren.
- 5) Die Zeitantworten des resultierenden Systems werden analysiert und bewertet. Sind sie nicht zufriedenstellend, so wird das Gütekriterium modifiziert (z. B. durch Veränderung der Wichtungsfaktoren) und das System erneut optimiert.

Selbstverständliche Voraussetzung für das Auffinden einer Lösung ist, daß das Gütekriterium eindeutig von den freien Parametern des Reglers abhängt. Die Vorteile dieser Methode sind folgende:

- Es bestehen keinerlei Einschränkungen bezüglich des Systemmodells, es können hierin sogar Original-Prozeßteile einbezogen werden.
- Es bestehen keinerlei Einschränkungen bezüglich des Gütekriteriums. Dieses kann relativ frei nach technischen Gesichtspunkten aufgestellt werden, es kann quadratische, betragsbezogene oder auf andere Weise gewichtete Bewertungen enthalten.
- Es kann eine beliebige Reglerstruktur gewählt werden. Auch die Eingangssignale sind beliebig und können z. B. dem realen Betrieb entnommen werden.

Aus diesen Gründen sind die Ergebnisse realitätsnäher als solche, die mit linearen Modellen und entsprechenden Entwurfsverfahren gewonnen werden. Da das Gütekriterium keinen Beschränkungen unterliegt, können neben Integralkriterien für Zustands- und Stellgrößen auch andere Forderungen formuliert werden, wie z. B. eine Begrenzung der Reglerverstärkungen oder das Einhalten eines Minimalabstandes von Betriebsgrenzen. Alle Forderungen können dann zu einem Gesamtkriterium zusammengefaßt werden. Diese Flexibilität wird dadurch erkauft, daß die Formulierung des Kriteriums entscheidend die Konvergenz des Verfahrens bestimmt und nur auf Grund großer Erfahrung des Entwerfers nichttriviale und brauchbare Lösungen zu erzielen sind.

Die Nachteile dieser „direkten“ Methode sind:

- Sie ist sehr zeitaufwendig, der Aufwand steigt stark mit wachsender Zahl von Reglerparametern.
- Der Entwurf führt nicht notwendigerweise zu einem stabilen System. Es muß zunächst ein stabiler Startpunkt gesucht oder durch besondere Maßnahmen erzwungen werden.

- Die Konvergenz des Verfahrens ist entscheidend abhängig von der Verfügbarkeit einer guten Suchstrategie für die Parametervariation und ist theoretisch nicht gesichert.
- Das Ergebnis ist von den der Optimierung zu Grunde gelegten Eingangssignalen abhängig.

Suchverfahren

Zum Auffinden derjenigen Parameterkombination, die ein Gütekriterium minimiert, muß ein Suchverfahren eingesetzt werden, das möglichst „intelligent“ ist. Es sollte die folgenden Eigenschaften besitzen, die sich zum Teil widersprechen, nämlich

- hohe Konvergenzgeschwindigkeit, d. h. Auffinden eines Minimums mit möglichst wenig Gütewertberechnungen,
- hohe Empfindlichkeit, d. h. Auffinden auch flacher Minima, Garantie des Auffindens des absoluten Minimums,
- Robustheit, d. h. Anwendbarkeit auf eine möglichst große Klasse von Optimierungsproblemen ohne spezielle Anpassung,
- Verzicht auf Berechnung des Gradienten des Gütekriteriums zwecks Anwendbarkeit auf Systeme mit nicht differenzierbarem Modell, z. B. solchen, die Kennfelder enthalten,
- Möglichkeit der Einführung harter und weicher Begrenzungen für Zustandsvariable und Parameter.

Verfahren zur Extremwertsuche lassen sich wie folgt einteilen (*/Sawaragi Na 85/, /Steuer 86/, /Eschenauer Ko 90/, /Joos Ba 02/*):

- **Gradientenbasierte Verfahren**, wie etwa das SQP (Sequential Quadratic Programming) -Verfahren, sind in der Lage sehr effizient (lokale) Optima zu finden. Dabei können Nebenbedingungen in großer Zahl sehr exakt behandelt werden. Voraussetzung ist, daß die Kriterien und Nebenbedingungen genügend glatte Funktionen der Parameter sind. Es wird in der Regel das nächstgelegene lokale Optimum gefunden. Auch müssen bei allgemeinen Problemen die Gradienten in der Regel numerisch bestimmt werden, was den Rechenaufwand stark erhöhen kann.
- **Lokale (Pattern)-Suchverfahren** suchen den Parameterraum nach einem bestimmten Muster ab (z.B. Simplex-Verfahren) ohne dabei Gradienten zu bilden. Sie sind im allgemeinen robuster als gradientenbasierte Verfahren bei nichtdifferenzierbaren Zielfunktionen. Nichtdifferenzierbare Zielfunktionen ergeben sich häufig, wenn ingenieurmäßige Anforderungen direkt in mathematische Ziele abgebildet werden (z.B. wenn – dann Bedingungen). Die Konvergenzgeschwindigkeit dieser Verfahren ist oft schlechter als die der gradientenbasierten. Auch müssen Nebenbedingungen im allgemeinen über Strafkostenfunktionen berücksichtigt werden, welche keine große Genauigkeit gewährleisten können. Pattern-Suchverfahren konvergieren ebenfalls lokal.

- **Globale Suchverfahren** versuchen durch systematische Unterteilung des Parameterraumes (deterministische Verfahren) oder durch evolutionäre Strategien (stochastische Verfahren) mit einer gewissen Wahrscheinlichkeit das globale Optimum zu finden. Bekannte evolutionären Strategien sind genetische Algorithmen (GA), Differential Evolution (DE), Pseudo Swarm Optimisation (PSO). Diese Verfahren sind in der Lage zum einen Punkte im gesamten Parameterraum abzusuchen und zum anderen vermehrt in Richtung der besten Lösung Testpunkte zu generieren. Die Konvergenz dieser Verfahren ist naturgemäß langsam. Es gibt daher Ansätze diese mit lokalen, schneller konvergierenden Verfahren zu kombinieren (hybride Optimierung). Die Zielfunktionen müssen nicht stetig sein, Nebenbedingungen können über Strafkostenfunktionen berücksichtigt werden. Auch besteht die Möglichkeit diskrete Parameter zu verarbeiten (Mixed Integer Optimierung).

Ein Beispiel für ein einfaches Suchverfahren ist der Algorithmus EXTREM / [Jacob 82](#). Ziel ist die Bestimmung des Vektors \underline{p} der freien Reglerparameter, der das Gütekriterium $J(\underline{p})$ minimiert. Ausgehend von einem Startpunkt \underline{p}_0 innerhalb des Parameterraums wird zunächst durch Probeschritte in allen Koordinatenrichtungen (wiederholte Gütwertberechnung) eine Haupt-Suchrichtung festgestellt, die bis zum Erreichen des relativen Minimums beibehalten wird, vgl. Bild 13.12. Dort wird durch Probeschritte senkrecht zur bisherigen Suchrichtung eine Koordinatendrehung in Richtung des steilsten Abstiegs vollzogen und die Minimumssuche fortgesetzt. Der Wechsel zwischen Koordinatendrehung und Minimumssuche wird so oft wiederholt, bis die Gütwertänderung ΔJ eine festgesetzte Schranke unterschreitet. Die Konvergenz des Verfahrens wird durch parabolische Extrapolation des Gütekriteriums und durch geeignete Schrittweitensteuerung wesentlich verbessert. Durch Wiederholung der Optimierung von anderen (zufällig gewählten) Anfangspunkten

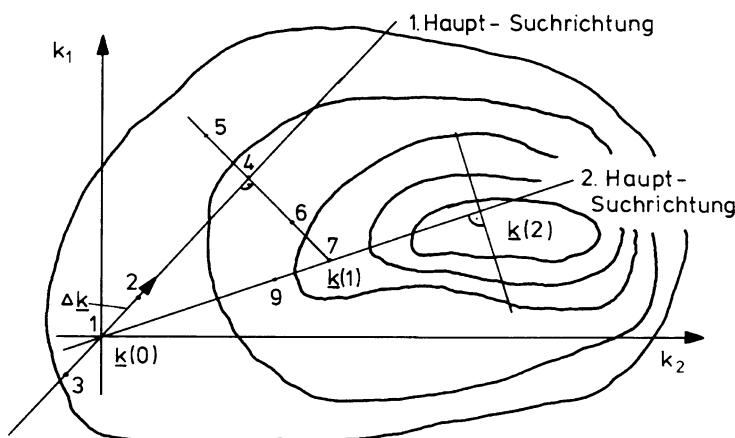


Bild 13.12 Prinzip des Optimierungsalgorithmus EXTREM aus [/Jacob 82](#)

her kann vermieden werden, daß der Algorithmus in einem relativen Minimum „hängenbleibt“, und es kann das globale Minimum gefunden werden.

Die Dimension des Parameterraums (= Anzahl der freien Reglerparameter) bestimmt die Anzahl der Suchrichtungen und damit auch den Rechenaufwand. Da jeder Gütewertberechnung eine komplette Simulation zugrunde liegt, kann der Aufwand sehr schnell über jedes vertretbare Maß hinaus wachsen. Es ist dann die Anzahl der zu optimierenden Parameter und/oder die Ausführlichkeit der Systembeschreibung einzuschränken, oder es ist die Anzahl der Optimierungsschritte zu reduzieren, so daß man nur in die Nähe des Optimums gelangt. Auch hier ist eine globale Optimierung des Gesamtsystems nur in einfachen Fällen möglich und i. allg. eine Aufspaltung der Entwurfsaufgabe in Teilschritte notwendig.

Aufbau eines Gütekriteriums

Hat man ein sehr anpassungsfähiges Optimierungsverfahren, so kann auch das Gütekriterium sehr viel flexibler gestaltet werden, als das formale Integral der quadratischen Optimierung in Gl.11.4.1. Das Gütekriterium wird zu einer Aufsummierung einer großen Zahl einzelner Gütewerte, die eine mathematische Formulierung der verschiedensten Güteforderungen beinhalten. Die wichtigsten Möglichkeiten werden im folgenden diskutiert.

13.2.3 Gütekriterien

Verallgemeinerte quadratische Kriterien

Zunächst wird man in Anlehnung an Gl.11.4.1 die Güteforderungen als quadratisches Integralkriterium formulieren. Zur Optimierung des Führungsverhaltens, z. B. auf Grund einer Sprungantwort, muß man allerdings das Problem so umformulieren, daß alle Integranden gegen null streben und das Integral konvergiert.

Bild 13.13 zeigt als Beispiel einen Regelkreis mit Strecke 2. Ordnung und PI-Regler. Der Führungssprung ist durch einen Integrator mit Eingang null modelliert (dessen Zustand allerdings nicht durch die Rückführung beeinflußt wird). Nach Gl.11.4.1 würde man hier zunächst formal folgendes Gütekriterium formulieren

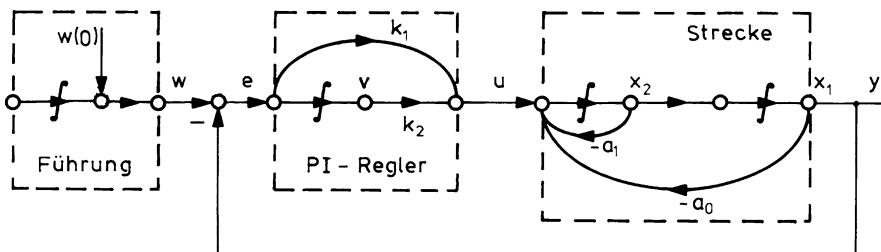


Bild 13.13 Führungs-Regelkreis mit PI-Regler

$$J(\underline{k}) = \int_0^{\infty} (q_1 x_1^2 + q_2 x_2^2 + q_3 v^2 + r u^2) dt \rightarrow \text{Min .} \quad (13.2.6)$$

Die Regelstrecke liegt in Regelungsnormalform vor. Daher lässt sich mit $\ddot{y} = \dot{x}_2$ sowohl u als auch v bewerten, so daß eine gleichwertige Formulierung die folgende wäre

$$J(\underline{k}) = \int_0^{\infty} (q_1 y^2 + q_2 \dot{y}^2 + r \ddot{y}^2) dt \rightarrow \text{Min ,} \quad (13.2.7)$$

die auch als „verallgemeinerte quadratische Regelfläche“ (VQR) bezeichnet wird. Bei einem Sprung in w nehmen aber y und damit auch x_1 und u endliche Stationärwerte an, so daß das Integral über alle Grenzen wächst.

Ein endlicher Gütewert ist auf dreierlei Weise erreichbar:

1. Das Integrationsintervall wird auf einen endlichen Zeitraum T begrenzt. Wird dieser geeignet gewählt (z. B. so, daß gerade das Einschwingen des Prozesses erfaßt wird), so kann zwar das Minimum von $J(\underline{k})$ das gewünschte Verhalten anzeigen, das Ergebnis ist aber stark von der Wahl von T abhängig und damit zufällig.
2. Es werden die Differenzen der Größen zu ihren stationären Endwerten herangezogen, so daß nur ihr dynamischer Anteil bewertet wird, vgl. Bild 13.14, also

$$x' = \frac{x(t) - x(\infty)}{x(\infty)} \quad \text{wenn } x(\infty) \neq 0 \quad (13.2.8)$$

$$x' = x(t) \quad \text{wenn } x(\infty) = 0 . \quad (13.2.9)$$

Die Größen werden zusätzlich auf ihre Endwerte bezogen, um das unerwünschte Ergebnis $x(\infty) = 0$ zu verhindern. Die Endwerte müssen also durch stationäre Rechnung in jedem Schritt vorher bestimmt werden. Nur bei Vorhandensein eines Integrators im Regler ($k_2 \neq 0$ in Bild 13.13) ist $x_1(\infty) = y(\infty) = w(\infty)$.

3. Es werden die Regeldifferenz und ihre n Ableitungen bewertet. Bei sprungförmigem Eingang $w(t)$ gilt nach Bild 13.13 (mit $\dot{w} = 0$ und $\ddot{w} = 0$ außer für $t = 0$)

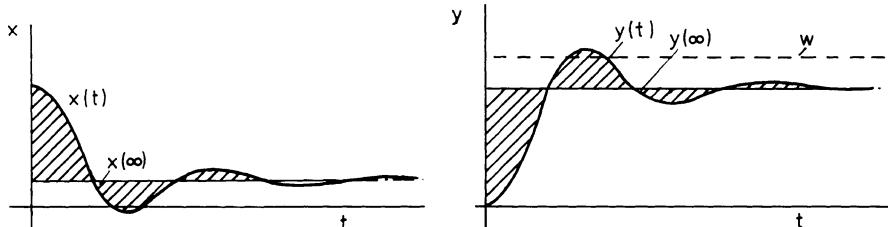


Bild 13.14 Zur Bewertung von Sprungantworten

$$e = w - y = w - x_1 \quad (13.2.10)$$

$$\dot{e} = \frac{d(w - y)}{dt} = -x_2 \quad (13.2.11)$$

$$\ddot{e} = \frac{d\dot{e}}{dt} = -\dot{x}_2 = u - a_0 x_1 - a_1 x_2 . \quad (13.2.12)$$

Durch e , \dot{e} und \ddot{e} werden alle Zustandsgrößen und die Stellgrößen bewertet. Ist ein I-Regler vorhanden, so wird $e_\infty = 0$ und das Gütekriterium zweiter Ordnung

$$J(\underline{k}) = \int_0^\infty (q_1 e^2 + q_2 \dot{e}^2 + r \ddot{e}^2) dt \rightarrow \text{Min} \quad (13.2.13)$$

konvergiert ohne irgendwelche Nebenbedingungen. Im allgemeinen werden gute Ergebnisse erzielt, wenn alle Ableitungen gleich gewichtet werden /[Alles 76](#)/.
Ist $e(t)$ gleich der Abweichung einer Sprungantwort von ihrem Endwert (vgl. Bild [13.14](#)) mit

$$e(\infty) = \dot{e}(\infty) = \ddot{e}(\infty) = 0 , \quad (13.2.14)$$

deren Anfangswerte $e(0)$, $\dot{e}(0)$ und $\ddot{e}(0)$ beschränkt sind (das ist beim System n -ter Ordnung bis zur n -ten Ableitung der Fall), so kann man zeigen, daß gilt /[Miski 74](#)/

$$J(\underline{k}) = \int_0^\infty (e^2 + c_1^2 \dot{e}^2 + c_2^2 \ddot{e}^2) dt = \int_0^\infty (e + c_1 \dot{e} + c_2 \ddot{e})^2 dt + \text{const} . \quad (13.2.15)$$

Das bedeutet: wenn das Integral seinen Minimalwert annimmt, verhält sich das System wie ein Modell mit der charakteristischen Gleichung

$$e(t) + c_1 \dot{e}(t) + c_2 \ddot{e}(t) = 0 . \quad (13.2.16)$$

Die Minimierung des Gütekriteriums ist also gleichbedeutend mit der Annäherung an ein Modellverhalten. Diese Tatsache weist darauf hin, daß der Integrand stets die gleiche Ordnung wie der Prozeß haben sollte. Fehlende Ordnung ist durch Nebenbedingungen zu ersetzen, um sinnvolle Lösungen zu erhalten. Zu hohe Ordnung führt zur Mehrfachbewertung von Zustands- oder Stellgrößen.

In einem Mehrgrößensystem wird man zunächst alle Regeldifferenzen in das Gütekriterium aufnehmen (womit bei entsprechender Reglerstruktur stationäre Entkopplung erreicht wird) und wird dann so viele Ableitungen von \underline{e} hinzunehmen, daß implizit

- alle Zustandsgrößen des Prozesses bewertet werden (worin auch dynamische Entkopplung enthalten ist),
- alle Stellgrößen bewertet werden.

Hiermit wird eine künstliche und aufwendige Aufspaltung von dynamischem und stationärem Anteil entsprechend Gl.13.2.8 und 13.2.9 überflüssig und es wird nur der dynamische Anteil bewertet. Die Auslegung des stationären Anteils (z. B. Einhalten maximaler Stellausschläge) bleibt einer stationären Rechnung vorbehalten. Ist die Stellglieddynamik nicht vernachlässigbar (wie z. B. die des Triebwerks, aber auch von elektrischen Antrieben), oder sollen deren Zustandsgrößen gewichtet (z. B. begrenzt) werden, so ist diese mit zu modellieren und im Kriterium zu bewerten. Das kann auch vereinfacht durch Bewertung der Stellgeschwindigkeit \dot{u} geschehen.

Sofern eine lineare Beschreibung der Strecke vorliegt, ist eine Berechnung quadratischer Integralkriterien im Frequenzbereich, d. h. an Hand der ÜF'en des Regelkreises möglich. Dadurch kann die Gütewertberechnung ganz wesentlich vereinfacht werden. Die Parsevalsche Gleichung

$$\int_0^{\infty} f^2(t) dt = \frac{1}{2\pi} \int_{-j\infty}^{+j\infty} f(s) f(-s) ds \quad (13.2.17)$$

gibt eine Beziehung zwischen dem Quadrat einer monoton abklingenden Zeitfunktion und ihrer Laplace-Transformierten an. Sofern alle Pole von $f(s)$ in der linken Halbebene liegen, lässt sich das Integral auf der rechten Seite auf die Berechnung von Determinanten zurückführen /Drenick 73/, es gilt

$$J = \frac{1}{2\pi} \int_{-j\omega}^{+j\omega} f(s) f(-s) ds = (-1)^{n-1} \frac{G_n}{2a_n H_n} . \quad (13.2.18)$$

Hierin ist a_n der Koeffizient höchsten Grades des charakteristischen Polynoms (i. allg. ist $a_n = 1$) und H_n ist dessen Hurwitz-Determinante entsprechend Gl.8.1.47. G_n ist die aus H_n gebildete Determinante, die dadurch entsteht, daß man die erste Zeile von H_n ersetzt durch

$$\begin{aligned} & [g_0 \ g_2 \ g_4 \ \cdots \ g_{2n-2}] \\ & = \left[d_0^2 \ (2d_0d_2 - d_1^2) \ (2d_0d_4 - 2d_1d_3 + d_2^2) \ \cdots \ (-1)^{n-1} d_{n-1}^2 \right] . \end{aligned} \quad (13.2.19)$$

Hierin sind d_i die Zählerkoeffizienten der zu optimierenden ÜF. Hierzu können die ÜF'en zwischen Führungsgrößen und Störgrößen einerseits und Regelfehler und deren Ableitungen andererseits herangezogen werden. Das Bildungsgesetz für die g_v lautet

$$g_v = \sum_k (-1)^k d_i d_k \quad \text{mit } v = i + k = 0, 2, 4, \dots, 2n - 2 . \quad (13.2.20)$$

Die VQR p -ter Ordnung für den Regelfehler und dessen p Ableitungen lässt sich wie folgt zusammenfassen

$$\begin{aligned} J_{VQR} &= \int_0^{\infty} \left[e^2(t) + \dots + e^{(p)2}(t) \right] dt = (-1)^{n-1} \frac{1}{2a_n H_n} \sum_{k=o}^p G_{nk} \\ k &= 1, 2, \dots, p . \end{aligned} \quad (13.2.21)$$

Die (einmalige) Berechnung der Hurwitz-Determinante liefert zusätzlich eine notwendige Information über die Stabilität des Systems ohne Berechnung der Pole der ÜF.

Auf diese Weise lässt sich die Gütewertberechnung gegenüber einer numerischen Simulation um ein Mehrfaches beschleunigen. Sollen andere Eingangssignale als der Sprung zugrunde gelegt werden, so ist das durch Vorschalten eines entsprechenden Eingangsgrößenfilters möglich.

Modellvergleich

Häufig ist es schwierig, einen einfachen Zusammenhang zwischen Forderungen (z. B. bezüglich Anstiegszeit und Überschwingen der Sprungantwort) und den Wichtungsfaktoren eines quadratischen Kriteriums herzustellen. Es ist dann evtl. einfacher, das gewünschte Verhalten direkt als mathematisches Modell zu formulieren und die Abweichungen des Systems von diesem Modell zu minimieren. Liegt das Verhalten des Modells als Sprungantwort y_m vor und wird diese direkt berechnet, so lautet ein allgemeines Gütemaß bei diskreter Darstellung

$$J = \sum_{k=0}^n [y(k) - y_m(k)]^q \rightarrow \text{Min} , \quad (13.2.22)$$

wobei die Wahl von q der Wahl einer bestimmten Norm entspricht, vgl. Kap.12.3.6. Um den Rechenaufwand einzuschränken, sollte die Anzahl N der Abtastschritte möglichst klein sein. Interessiert nur der Maximalwert der Abweichung zwischen System und Modell (z. B. dessen Überschwingweite), so ist folgendes Gütemaß zu verwenden

$$J = \max_{0 \leq k \leq N} |y(k) - y_m(k)| \rightarrow \text{Min} . \quad (13.2.23)$$

Genauso kann man verfahren, wenn die Modellvorstellung als Frequenzgang formuliert ist, z. B. durch den dynamischen Regelfaktor. Die Abweichung von einem Modellfrequenzgang (z. B. Bodediagramm) ist wie folgt zu bewerten

$$J = \sum_{k=1}^N [|f(j\omega_k)| - |f_m(j\omega_k)|]^q \rightarrow \text{Min} . \quad (13.2.24)$$

Begrenzungen

In den meisten Fällen ist es erforderlich, irgendwelche Systemparameter zu begrenzen und eine Überschreitung dieser Grenzen zuverlässig zu verhindern. Beispiele dafür sind

- Pole der ÜF'en (Stabilitätsgrenze),
- Zustandsgrößen (z. B. Anstellwinkel, Hängewinkel),
- Stellgrößen (Maximalausschlag, Stellgeschwindigkeit),
- Stellaktivität (maximale Reglerparameter).

Wird die Grenze „hart“ bewertet, d. h. erst ihr Erreichen mit einem sehr hohen Gütewert bestraft, so reagieren Optimierungsverfahren i. allg. sehr negativ. Entweder finden sie das Optimum unmittelbar neben dieser Grenze, oder sie prallen wie ein Ball von dieser „Mauer“ ab und finden kein Ergebnis. Unabhängig davon, ob Pollagen, Zustands- oder Stellgrößen zu begrenzen sind, lässt sich die Annäherung an eine Grenze „weich“, d. h. graduell bewerten, ohne daß Sprünge im Gütewert auftreten durch die Formulierung

$$J = \frac{1}{(x_{\max} - x)^q} \rightarrow \text{Min .} \quad (13.2.25)$$

Die resultierende Hyperbel zeigt Bild 13.15a, sie nimmt bei x_{\max} den Wert unendlich an. Ist q gerade, so ist bei gleichem Abstand diesesseits und jenseits der Grenze der Gütewert gleich und es muß zusätzlich das Vorzeichen von $x_{\max} - x$ abgefragt und bewertet werden.

Häufig möchte man aus Leistungsgründen möglichst nahe an die Begrenzung herangehen, ohne diese zu überschreiten (z. B. Anstellwinkel im Langsamflug). In diesem Fall darf die Größe überhaupt nicht bewertet werden, so lange sie unterhalb

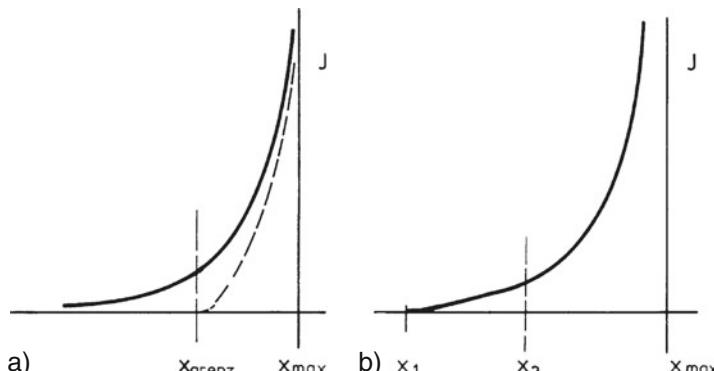


Bild 13.15 Bewertung der Annäherung an Betriebsgrenzen, a) Hyperbel,
b) zusammengesetzte Funktion nach /Söltter 90/

einer sicheren Toleranzschwelle x_{grenz} bleibt. Die gestrichelte Linie in Bild 13.15a zeigt den Verlauf des folgenden hierfür geeigneten Gütwertes, bei dem keine Bewertung stattfindet, solange $x < x_{\text{grenz}}$ ist

$$J = \max \left(0, \frac{1}{(x_{\text{grenz}} - x)^q} \right) \rightarrow \text{Min.} \quad (13.2.26)$$

Das sprungförmige Einsetzen der Bewertung bei x_{grenz} lässt sich durch einen linearen Verlauf abmildern, der Anstieg vor der Grenze durch die Tangensfunktion verstärken. In /Sölter 90/ wird folgendes Kriterium verwendet

$$J = \max (0, (x - x_1)) + \tan \left\{ \max \left(0, (x - x_2) \frac{\pi/2}{x_{\text{max}} - x_2} \right) \right\} \rightarrow \text{Min,} \quad (13.2.27)$$

der Verlauf ist in Bild 13.15b wiedergegeben. In ähnlicher Weise lassen sich auch Regelfehler bewerten, die länger als eine zulässige Zeitdauer anstehen, z. B.

$$J = \max (0, (t - t_{\text{max}})) e^2(t) \rightarrow \text{Min.} \quad (13.2.28)$$

Variables Gütekriterium

Ist der Prozeß ein Mehrgrößensystem hoher Ordnung, so ist eine Festlegung der Wichtungsfaktoren im Gütekriterium sehr schwierig, da ihr Zusammenhang mit den ursprünglichen Forderungen undurchsichtig ist und ein Kompromiß zwischen den vielerlei Einzelforderungen zu einem einzigen Gütwert schwerfällt. Das Gütekriterium selbst muß dann „optimiert“ werden dadurch, daß das daraus resultierende Systemverhalten subjektiv beurteilt wird, die Wichtungsfaktoren daraufhin modifiziert werden und eine erneute Optimierung durchgeführt wird. Das wird iterativ fortgesetzt, bis das Ergebnis zufriedenstellend ist. Bei jedem Schritt sind diejenigen Größen zusätzlich zu bestrafen, die unerwünschtes Verhalten zeigen. Die Wichtungsfaktoren sind entsprechend der Einzelkriterien zu modifizieren, beispielsweise ist bei quadratischer Bewertung als neuer Wert

$$q_{i+1} = q_i(1 + e_i)^2 \quad (13.2.29)$$

zu wählen, worin e_i die Fehleramplitude im vorangegangenen Optimierungsschritt ist.

Vektorielles Gütekriterium

Die Minimierung eines Kriteriums ist immer ein Kompromiß. Wird die eine Forderung stärker gewichtet, so verschlechtern sich andere Eigenschaften evtl. in unkontrollierter Weise. Um zu verhindern, daß einmal erzielte Verbesserungen wieder zunichte werden, muß eine Strategie entwickelt werden, die es gestattet, Teilkriterien auf einem einmal erzielten niedrigen Wert festzuhalten. In /Kreisselmeier 77/,

/Kreisselmeier St 79/ werden zu diesem Zweck obere Schranken für die Teilkriterien eingeführt, deren Überschreitung verhindert wird. Auf diese Weise läßt sich das Gesamtkriterium („Vektorielles Gütekriterium“) schrittweise unter Kontrolle der Einzelkriterien minimieren.

Damit bei diesem Vorgehen der Überblick nicht verlorengeht und eine gezielte Strategie dadurch möglich bleibt, daß der Zusammenhang zwischen Ursachen und Wirkungen erkennbar ist, muß die Anzahl der Einzelkriterien möglichst eingeschränkt werden. Es ist zu vermeiden, daß infolge innerer Abhängigkeiten Größen implizit durch mehrere Einzelkriterien bewertet werden und daß widersprüchliche Forderungen nebeneinander stehen. Die Methode der Verwendung Vektorieller Gütekriterien zur Lösung komplexer Entwurfsaufgaben wurde am Institut für Robotik und Mechatronik des DLR zu einer Entwurfsumgebung mit der Bezeichnung MOPS (*Multi-Objective Parameter Synthesis*) weiterentwickelt. Beispiele für die erfolgreiche Anwendung sind in */Faleiro Pr 96/*, */Looye Jo 01/* zu finden.

13.2.4 Mehrzielige Entwurfsoptimierung

Mehrzielige Optimierung ist eine bekannte und erprobte Methode zur Parameterauslegung bei komplexen technischen Entwürfen, insbesondere bei multi-disziplinären regelungstechnischen Problemen, wie robuste Stabilisierung und Flugeigenschaftsregelung bei aerodynamisch instabilen Flugzeugen, robuste Auslegung von Autopiloten für große Transportflugzeuge (vgl. [Kap.17.1.5](#)), robuste Regler zur Lastabminderung bei elastischen Flugzeugstrukturen, etc.. Aber auch bei der Identifizierung von Modellparametern und zur Robustheitsanalyse (Worst-Case-Analyse) von Reglerentwürfen wird Optimierung erfolgreich eingesetzt (*/Kreisselmeier St 83/*, */Joos 99/*, */Looye Jo 01/*).

Reglerentwurf

- **Mehrzieligkeit:** Der Reglerentwurf ist immer mehrzielig; man denke nur an die sich normalerweise widersprechenden Ziele Regelgüte und Stellauflwand. Verschiedene Ziele resultieren aber auch aus der immer notwendiger werdenen integrierten Betrachtungsweise beim Entwurf. So müssen beim Flugreglerentwurf großer, flexibler Flugzeuge nicht nur Stabilität und Flugverhalten ausgelegt werden, sondern auch die auftretenden Lasten der elastischen Struktur bei Manövern oder Turbulenzen mit berücksichtigt werden.
- **Modell- und Reglerstruktur:** Der mehrzielige, optimierungsbasierter Entwurf ist modellbasiert. Strecken- und Reglermodell unterliegen jedoch im Prinzip keinen Beschränkungen, d.h. sie können linear, nichtlinear, im Zeit- oder Frequenzbereich gegeben sein. Dies erlaubt zum einen bewährte (konventionelle) Reglerstrukturen zu verwenden (die Optimierungsparameter sind hier Verstärkungen oder Filterparameter) zum andern aber auch moderne Syntheseverfahren der Regelungstheorie anzusetzen (z.B. LQG-, H_∞ -Regler, die Optimierungsparameter sind hier die Elemente von Gewichtsmatrizen oder Gewichtungsfilttern).

- **Robustheit:** Die Robustheit eines Reglers gegenüber Störungen, ungenau bekannten oder veränderlichen Parametern ist eine wichtige Forderung für den erfolgreichen Einsatz eines auf Modellen basierenden Reglers in der Realität. Um Robustheit beim Entwurf mit zu berücksichtigen, können bekannte Robustheitsmaße als zusätzliche Entwurfskriterien formuliert werden. Die mehrzielige Entwurfsoptimierung bietet darüber hinaus die sehr effiziente Möglichkeit mehrere Ausprägungen der Strecke für verschiedene Parameterkombinationen (multi-case) gleichzeitig zu berücksichtigen. Dies zielt auf eine globale Robustheit im gesamten Parameterraum ab, sofern die ausgewählten Fälle der Parametervariationen den Raum genügend abdecken.
- **Entwurfsstrategien und Pareto-Lösungen:** Eine Optimierungsaufgabe mit mehreren Zielen besitzt keine eindeutige Lösung, da unterschiedliche Ziele unterschiedliche Wertigkeiten haben können. Um zu einer eindeutigen Lösung zu kommen, sind die Ziele entsprechend ihrer Wertigkeit zu gewichten. Die Formulierung des gewichteten Vektoroptimierungsproblems als ein Min/Max-Optimierungsproblems bietet eine systematische Vorgehensweise bei der zielgerichtet eine befriedigende Lösung erreicht werden kann. Die Optimierung ist dabei ein Hilfsmittel in effizienter Weise, auch bei vielen Parametern, die Variabilität des Entwurfsproblems zu beherrschen. Ist die Wertigkeit der einzelnen Kriterien nicht festgelegt, sondern ist man vielmehr an den möglichen Kompromisslösungen interessiert, so bietet die Vektoroptimierung die Möglichkeit sogenannte Pareto-Lösungsmengen zu finden. Dies sind genau die Lösungen, bei denen die Verbesserung eines Kriteriums unmittelbar zur Verschlechterung mindestens eines anderen Kriteriums führt. Diese Lösungen stellen also einen Kompromiß zwischen mindestens zwei Kriterien dar. Pareto-Lösungen kann man finden, indem man z.B. die Gewichtungen variiert und mit Hilfe der Min/Max-Optimierung einzelne Punkte der Lösungsmenge berechnet. Populationsbasierte stochastische Suchverfahren bieten darüber hinaus die Möglichkeit über ein sogenanntes Pareto-Ranking gezielt die Elemente einer Population in der Pareto-Lösungsmenge zu platzieren.

Robustheitsanalyse

- **Worst-Case Suche:** Nachdem die freien Parameter eines Reglers bestimmt worden sind, kann die Robustheit gegenüber Parameterunsicherheiten in der Strecke analysiert werden, in dem nun die Parameter der Strecke bei festen Reglerparametern so optimiert werden, daß sich möglichst schlechte Werte bzgl. eines (Entwurfs-) Kriteriums einstellen. Ein wichtiges Kriterium z.B. ist in der Luftfahrt die Stabilität des geregelten Flugzeugs im gesamten Flugbereich und unter allen Betriebsbedingungen. Stellt sich heraus, daß sogenannte „worst-cases“ existieren, bei denen eine geforderte Kriteriengüte nicht erreicht wird, so können die entsprechenden Parameterkombinationen als weitere Fälle bei der robusten (multi-case) Reglerauslegung berücksichtigt werden.
- **Globale Optimierung:** Bei der Robustheitsanalyse kommt es darauf an, zuverlässig die Schwachstellen des entworfenen Reglers zu finden. Um die

Aussage machen zu können, daß der Regler keine Schwachstelle im Sinne eines Kriteriums hat, muß sichergestellt sein, daß das globale Optimum gefunden worden ist. Für beliebige Zielfunktionen gibt es jedoch keine Methode, die mit endlichem Aufwand sicher zum globalen Optimum führt. Es existieren jedoch deterministische und stochastische Suchverfahren, welche mit einer gewissen Wahrscheinlichkeit und vertretbarem Aufwand ein globales Optimum finden können.

Integrierte Entwurfsumgebung

- **Multi-Model/Multi-Fall/Multi-Kriterien Formulierung:** Bei der Vielzahl der Möglichkeiten und der allgemeinen Anwendbarkeit des Verfahrens ist eine integrierte Entwurfsumgebung sinnvoll, welche den Entwurfsingenieur bei der Problemformulierung unterstützt durch einen strukturierten Multi-Modell (multi-disziplinär), Multi-Case (robust), Multi-Kriterien (mehrzielig) Ansatz. Das daraus resultierende große Min/Max-Optimierungsproblem mit Nebenbedingungen wird dann automatisch in eine (ggf.) differenzierbare Ersatzfunktion umgewandelt, welche mit jedem der erwähnten Verfahren optimiert werden kann.
- **On-line Visualisierung:** Neben dem selbstverständlichen Monitoring von Zielfunktionswerten während der Optimierung ist es oftmals nützlich, weitere Indikatoren (z.B. Sprungantwort, Frequenzgang) für die Güte eines Entwurfs schon während der Optimierung darzustellen und mit den entsprechenden Zielfunktionswerten (z.B. Überschwingen, Dämpfung) zu verbinden. Dies erlaubt einen vertieften Einblick in die Zusammenhänge zwischen Indikator und den daraus abgeleiteten Kriterien.
- **Verteiltes Rechnen:** Optimierungsaufgaben können sehr zeitintensiv sein, insbesondere dann, wenn die Kriterien aus unterschiedlichen Simulationen und Analysen berechnet werden. In der Optimierung sind diese Auswertungen aber oft unabhängig voneinander mit verschiedenen Parametersätzen auszuführen. Diese Auswertungen lassen sich in einem Computernetzwerk verteilen, um Rechenzeiten zu verkürzen. Die Einsparungen können sehr effizient sein (N Maschinen benötigen fast nur noch $1/N$ der Zeit).
- **Monte-Carlo Analysen:** Die für die Optimierung notwendigen Kriterien sind direkt für die in der Praxis oft angewandte Monte-Carlo Analysen verwendbar, sofern die Entwurfsumgebung dies unterstützt. Dazu sind den Parametern statistische Eigenschaften zuzuordnen und für die Kriterien statistische Analysen bereitzustellen.

13.3 Lineare Modellfolgeregelung

Soll einem dynamischen Prozeß ein bestimmtes Modellverhalten aufgeprägt werden, so läßt sich das durch Minimierung eines quadratischen Kostenfunktionalen

$$J = \int_0^{\infty} (\underline{x}^T \underline{Q} \underline{x} + \underline{u}^T \underline{R} \underline{u}) dt \rightarrow \text{Min} \quad (11.4.1)$$

erreichen. Nach Kalman liegt einem solchen Kostenfunktional ein eindeutiges Modellverhalten zu Grunde, d. h. ein dynamisches System mit den Modell-Zustandsmatrizen \underline{A}_m und \underline{B}_m (vgl. auch die Diskussion zu Gl. 13.2.15). Die Minimierung des Integrals J mit Hilfe einer Regelung ist damit gleichbedeutend einer Angleichung des Regelungssystems an das durch die Gütfunktion ausgedrückte Modellverhalten. Man spricht daher in diesem Fall von einer Regelung mit „implizitem Modell“.

Der Zusammenhang zwischen den Wichtungsmatrizen \underline{Q} und \underline{R} und den Modell-Zustandsmatrizen \underline{A}_m und \underline{B}_m ist aber nicht einfach herzustellen. Man geht daher häufig den direkteren Weg, daß man ein dynamisches Modell realisiert, das Verhalten des Prozesses ständig damit vergleicht und mit Hilfe des Reglers die Abweichungen zwischen Modell und Prozeß minimiert. Man spricht hier von einer Modellfolgeregelung mit „explizitem Modell“ /Mönnich 99/.

Einen ersten Ansatz für eine Modellfolge zeigt Bild 13.16. Es handelt sich um eine lineare Steuerung, die aus dem Modell $\underline{G}_M(s)$ und dem inversen Prozeßverhalten $\underline{G}^{-1}(s)$ besteht. Die Gesamt-ÜF nach Bild 13.16 lautet

$$\underline{y}(s) = \underline{G}(s)\underline{G}^{-1}(s)\underline{G}_M(s)\underline{w}(s) = \underline{G}_M(s)\underline{w}(s). \quad (13.3.1)$$

Dieser sehr einfache Ansatz hat zwei entscheidende Nachteile:

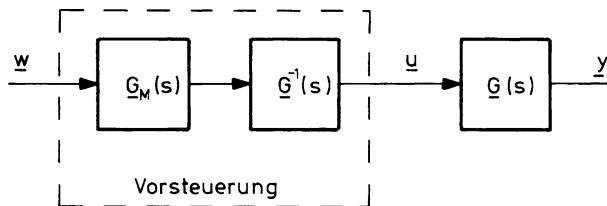


Bild 13.16 Modellfolgeansatz mit Invertierung des Prozeßverhaltens

- die inverse ÜM des Prozesses ist grundsätzlich nicht realisierbar (außer für Ausgangsgrößen auf Beschleunigungsebene),
- Störungen und Parameterunsicherheiten des Prozesses können nicht kompensiert werden.

Nachfolgend wird dazu ein besser realisierbarer Ansatz vorgestellt.

Zunächst werden die Grundprinzipien der Modellfolgeregelung eingeführt. Diese beschränken sich darauf, ein lineares System einem Modell anzugeleichen. Als Modell-Zeitfunktion steht dabei eine Sprungantwort im Vordergrund, da diese ein lineares System vollständig beschreibt. Diese mehr oder weniger theoretischen Ansätze werden in Kap. 17.2.1 auf den nichtlinearen Fall erweitert und dadurch für die Anwendung unter realistischen Randbedingungen aufbereitet. In Kap. 18.3 werden schließlich auch Fragen der begrenzten Prozeßkenntnis und der Begrenzung der

Stellaktivität diskutiert. Trotzdem sind diese linearen Vorberichtigungen wichtig, um die Randbedingungen einer Modellfolge abzuschätzen.

13.3.1 Modellfolge-Bedingungen

Erste Bedingung dafür, daß ein Mehrgrößenprozeß einem Modell folgen kann, ist das Vorhandensein mindestens einer unabhängigen Stellgröße für jeden Freiheitsgrad (Lagrange-Bedingung). Ist diese Bedingung erfüllt, so läßt sich aus den Gleichungen für den Prozeß

$$\dot{\underline{x}}(t) = \underline{A} \underline{x}(t) + \underline{B} \underline{u}(t) \quad \underline{x}(t_0) = \underline{x}_0 \quad (13.3.2)$$

und für das Modell

$$\dot{x}_m(t) = A_m x_m(t) + B_m u_m(t) \quad x_m(t_0) = x_{m0} = x_0 \quad (13.3.3)$$

ein Steuergesetz aus folgender Überlegung finden. Stimmen Prozeß- und Modellzustand (z. B. für $t = 0$) überein, so müssen auch die Zustandsänderungen gleich sein, damit der Prozeß dem Modell exakt folgt. Daraus ergeben sich die Modellfolge-Bedingungen

$$x_m(t) = \underline{x}(t) \quad \text{und} \quad \dot{x}_m(t) = \dot{\underline{x}}(t) . \quad (13.3.4)$$

Durch Einsetzen von x_m und \dot{x}_m in die Prozeßgleichung

$$\dot{x}_m(t) = \underline{A} \underline{x}_m(t) + \underline{B} \underline{u}(t) \quad (13.3.5)$$

ergibt sich das zugehörige Steuergesetz zu

$$\underline{u}(t) = \underline{B}^{-1} [\dot{x}_m(t) - \underline{A} \underline{x}_m(t)] , \quad (13.3.6)$$

sofern die Stellmatrix \underline{B} invertierbar ist. Da die Anzahl der verfügbaren Stellgrößen generell aber kleiner ist, als die Anzahl der Zustandsgrößen, kann es nur eine Näherungslösung von Gl.13.3.6 im Sinne des kleinsten quadratischen Fehlers entsprechend Kap.8.1.5 geben. Anstelle der inversen \underline{B}^{-1} ist in Gl.13.3.6 die Pseudoinverse

$$\underline{B}^+ = (\underline{B}^T \underline{B})^{-1} \underline{B}^T \quad (13.3.7)$$

einzusetzen. Ungeachtet dessen wollen wir zur Vereinfachung die folgenden Betrachtungen mit \underline{B}^{-1} fortführen. Das Regelungssystem nach Gl.13.3.6 hat den in Bild 13.17 gezeigten Aufbau, es handelt sich wie in Bild 13.16 um eine lineare Steuerung. Diese enthält die inverse Stellmatrix \underline{B}^{-1} und die inverse stationäre Übertragungsmatrix des Prozeßverhaltens $\underline{B}^{-1} \underline{A}$.

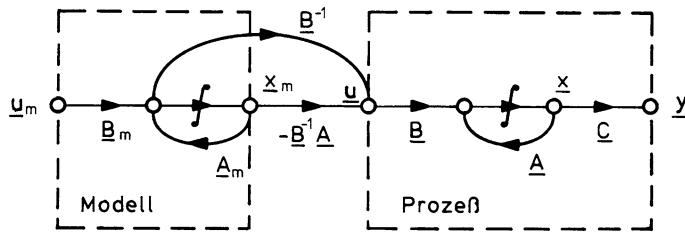


Bild 13.17 Ansatz aus der Modellfolge-Bedingung

Diskussion des Steuergesetzes

Es fällt auf, daß das Steuergesetz nur von den Prozeßparametern, nicht aber vom Modell abhängig ist. Es können also bei gleichem Steuergesetz verschiedene Modelle eingesetzt werden. Bei exakter Kenntnis der Prozeßparameter \underline{A} und \underline{B} und regulärer Stellmatrix folgt durch Einsetzen des Steuergesetzes von Gl.13.3.6 in Gl.13.3.2 für den Prozeßzustand

$$\dot{\underline{x}} = \underline{A} \underline{x} + \underline{B} \underline{B}^{-1} (\dot{\underline{x}}_m - \underline{A} \underline{x}_m) = \dot{\underline{x}}_m + \underline{A} (\underline{x} - \underline{x}_m) \quad (13.3.8)$$

und daraus für den Modellfehler

$$\underline{e} = \dot{\underline{x}}_m - \dot{\underline{x}} = \underline{A} (\underline{x}_m - \underline{x}) = \underline{A} \underline{e}. \quad (13.3.9)$$

Letzterer ist von \underline{u}_m her nicht steuerbar und klingt bei einem stabilen System mit der Prozeßdynamik (\underline{A}) ab. Will man die Fehlerdynamik beeinflussen, so ist die Modellsteuerung durch eine Rückführung des Modellfolgefehlers zu ergänzen (s.u.). Bei einem realen (nichtlinearen) System sind zusätzlich die stationären Arbeitspunkte von Modell und Prozeß in Übereinstimmung zu bringen.

Da das Modellverhalten in einem Rechner erzeugt wird, ist $\dot{\underline{x}}_m$ als Signal verfügbar. Es kann aber auch durch \underline{u}_m und \underline{x}_m ersetzt werden. Einsetzen der Modellgleichung 13.3.3 in die Steuergleichung 13.3.6 liefert

$$\underline{u} = \underline{B}^{-1} [(\underline{A}_m - \underline{A}) \underline{x}_m + \underline{B}_m \underline{u}_m]. \quad (13.3.10)$$

Hieraus sieht man, daß der Stellauflauf in einem Zusammenhang mit der Modell- und Prozeßdynamik steht.

Für die Übertragungsmatrizen von Prozeß und Modell folgt aus Gl.13.3.2 und 13.3.3

$$\underline{x} = (s\underline{I} - \underline{A})^{-1} \underline{B} \underline{u} \quad (13.3.11)$$

$$\underline{x}_m = (s\underline{I} - \underline{A}_m)^{-1} \underline{B}_m \underline{u}_m. \quad (13.3.12)$$

Einsetzen von Gl.13.3.10 und 13.3.12 in Gl.13.3.11 liefert

$$\begin{aligned}
 \underline{x} &= (\underline{sI} - \underline{A})^{-1} \left[(\underline{A_m} - \underline{A})(\underline{sI} - \underline{A_m})^{-1} + \underline{I} \right] \underline{B_m} \underline{u_m} \\
 &= (\underline{sI} - \underline{A})^{-1} [(\underline{A_m} - \underline{A}) + (\underline{sI} - \underline{A_m})] (\underline{sI} - \underline{A_m})^{-1} \underline{B_m} \underline{u_m} \\
 &= (\underline{sI} - \underline{A_m})^{-1} \underline{B_m} \underline{u_m}.
 \end{aligned} \tag{13.3.13}$$

Dieses Ergebnis bestätigt, daß die Steuerung nach Bild 13.17 eine exakte Modellfolge liefert. Es legt den Schluß nahe, daß das Vorsteuergesetz implizit einer Inversion des Prozeßverhaltens entsprechend Bild 13.16 gleichkommt. Bei regulärer Stellmatrix lautet die Lösung („Inversion“) von Gl.13.3.2 im Stationärfall ($s = 0$)

$$\underline{u} = \lim_{s \rightarrow 0} \underline{B}^{-1} (\underline{sI} - \underline{A}) \underline{x} = -\underline{B}^{-1} \underline{A} \underline{x}. \tag{13.3.14}$$

Das ist identisch mit der Vorsteuerung von \underline{x}_m in Gl.13.3.6. Eine vollständige Inversion der Prozeßdynamik wird offenbar umgangen durch die zusätzliche Vorsteuerung von $\dot{\underline{x}}_m$. Bei der Übertragung dieses Ansatzes auf den nichtlinearen Fall wird es daher vorteilhaft sein, die Aufschaltung von $\dot{\underline{x}}_m$ beizubehalten und nicht durch Gl.13.3.10 zu ersetzen.

Für eine Übertragung des Modellfolgeprinzips auf den nichtlinearen Fall (vgl. Kap.17.2) läßt sich Bild 13.17 wie folgt interpretieren. Zunächst wird im Modell eine Solltrajektorie für den gesamten Prozeßzustand erzeugt. Daraus wird über die inverse ÜM des stationären Prozesses ($\underline{B}^{-1} \underline{A}$) der Prozeß vorgesteuert. Um „dynamische Modellfolge“ zu erreichen, werden zusätzlich die Ableitungen der Modellzustände aufgeschaltet. Beides ist dadurch eingeschränkt, daß die Stellmatrix \underline{B} singulär ist.

Erweiterung um eine Rückführung

Zum Ausgleich von Parameterunsicherheiten und zur Reduktion von Störeinflüssen muß das Modellfolgekonzept, das ja bisher nur die Steuerung des Prozesses über ein Filter beinhaltet, durch Rückführung des Prozeßzustandes \underline{x} erweitert werden. Das Steuergesetz ist daher wie folgt zu erweitern (vgl. hierzu Gl.13.3.10)

$$\underline{u} = \underline{H} \underline{w} + \underline{M} \underline{x}_m - \underline{K} \underline{x}. \tag{13.3.15}$$

Es ist in Bild 13.18 dargestellt, wobei der Modelleingang \underline{u}_m mit der Führungsgröße \underline{w} gleichgesetzt ist.

Durch einfache Erweiterung kann dieser Ausdruck in eine Darstellung umgeformt werden, bei welcher der Modellfehler $\underline{e} = \underline{x}_m - \underline{x}$ explizit als Rückführgröße erscheint.

$$\begin{aligned}
 \underline{u} &= \underline{H} \underline{w} + \underline{M} \underline{x}_m - (\underline{K} + \underline{M} - \underline{M}) \underline{x} \\
 &= \underline{H} \underline{w} + \underline{M} \underline{e} - (\underline{K} - \underline{M}) \underline{x} \\
 &= \underline{H} \underline{w} + \underline{M} \underline{e} - \underline{K}_M \underline{x}.
 \end{aligned} \tag{13.3.16}$$

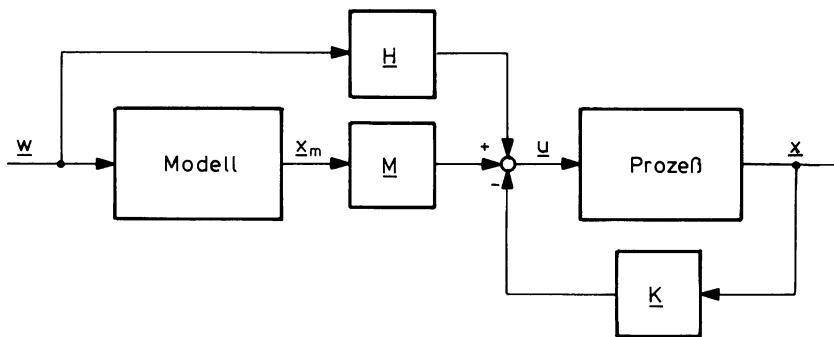


Bild 13.18 Reihenmodell-Struktur

Diese Umformung führt auf die Struktur von Bild 13.19, in der das Modell parallel zur Strecke angeordnet ist. Modellfolgeregelung mit Reihenmodell und mit Parallelmodell können also ineinander überführt werden und sind unter den getroffenen Annahmen gleichwertig. In beiden Fällen ist \underline{K} die einzige Rückführmatrix, die zur Stabilisierung der Strecke und zur Störreduktion eingesetzt werden kann.

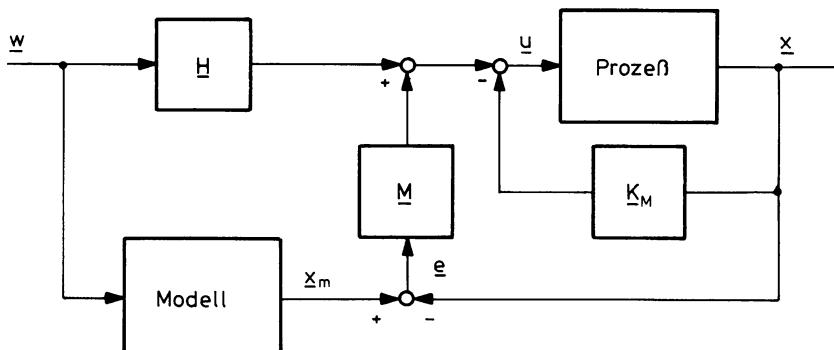


Bild 13.19 Parallelmodell-Struktur

Einsetzen des Steuergesetzes Gl.13.3.15 in die Prozeßgleichung 13.3.1 unter Hinzufügen eines Störterms $\underline{E} z$ liefert

$$\dot{\underline{x}} = \underline{A} \underline{x} + \underline{B} (\underline{H} \underline{w} + \underline{M} \underline{x}_m - \underline{K} \underline{x}) + \underline{E} \underline{z}. \quad (13.3.17)$$

Zieht man diese Gleichung von der Modellgleichung 13.3.2 ab, so ergibt sich als Gleichung für den Modellfehler

$$\begin{aligned} \dot{\underline{e}} &= \dot{\underline{x}}_m - \dot{\underline{x}} = \underline{A}_m \underline{x}_m + \underline{B}_m \underline{w} - (\underline{A} \underline{x} + \underline{B} \underline{u}) - \underline{E} \underline{z} \\ &= \underline{A}_m \underline{x}_m - (\underline{A} - \underline{B}(\underline{K} - \underline{M})) \underline{x} - \underline{B} \underline{M} \underline{e} + (\underline{B}_m - \underline{B} \underline{H}) \underline{w} - \underline{E} \underline{z}. \end{aligned} \quad (13.3.18)$$

Nach Erweiterung mit $\underline{A}_m \underline{x}$ folgt daraus mit $\underline{K} - \underline{M} = \underline{K}_M$

$$\dot{\underline{e}} = (\underline{A}_m - \underline{B} \underline{M})\underline{e} + (\underline{A}_m - \underline{A} + \underline{B} \underline{K}_M)\underline{x} + (\underline{B}_m - \underline{B} \underline{H})\underline{w} - \underline{E} \underline{z}. \quad (13.3.19)$$

Diese Gleichung sagt aus, daß

- die Fehlerdynamik durch \underline{M} unabhängig von der Modelldynamik vorgegeben werden kann,
- der Modellfehler von \underline{x} und \underline{w} her nicht mehr steuerbar ist, wenn gilt

$$\underline{B}_m - \underline{B} \underline{H} = \underline{O} \quad (13.3.20)$$

und

$$\underline{A}_m - \underline{A} + \underline{B} \underline{K}_M = \underline{O}. \quad (13.3.21)$$

Das führt auf die Reglermatrizen

$$\underline{H} = \underline{B}^{-1} \underline{B}_m \quad (13.3.22)$$

$$\underline{K}_M = \underline{K} - \underline{M} = -\underline{B}^{-1}(\underline{A}_m - \underline{A}), \quad \text{oder} \quad (13.3.23)$$

$$\underline{M} = \underline{B}^{-1}(\underline{A}_m - \underline{A}) + \underline{K}. \quad (13.3.24)$$

Diese bewirken, daß Modell und geregelter Prozeß übereinstimmen. Für $\underline{K} = \underline{0}$ entspricht das dem Steuergesetz von Gl.13.3.10. Durch Aufteilung zwischen \underline{K} und \underline{M} kann jetzt aber ein Kompromiß geschlossen werden zwischen Stördynamik (\underline{K}) und Modellfehlerdynamik (\underline{M}). Ihre Summe \underline{K}_M wird allerdings im Unterschied zu Gl.13.3.16 von der Modelldynamik abhängig.

Stimmen die Zustände von Modell und geregeltem Prozeß überein, so ist $\underline{e} = \underline{0}$ und der Übertragungsweg \underline{M} ist inaktiv. Bei Abwesenheit von Parameteränderungen und Störungen kann die Modellfolge also auch durch reine Rückführung (implizite Modellfolge) oder reine Vorsteuerung (Bild 13.17) erzielt werden. Die Modellfolge wird erreicht durch Verbindung einer Vorsteuerung \underline{H} mit der Rückführung des Modellfehlers.

Bei der resultierenden Struktur bilden Modell und Prozeß keine Rückführschleifen miteinander. Das hat den Vorteil, daß das Modell die Stabilität nicht beeinflußt (da es ja selbst stabil ist), was insbesondere bei Parameterunsicherheiten den Entwurf sehr erleichtert. Ein weiterer wesentlicher Vorteil dieser Reglerstruktur liegt darin, daß Stör- und Führungs(Modell-)verhalten des Regelkreises unabhängig von einander beeinflußt und getrennt ausgelegt werden können. Es wird sich zeigen, daß aus diesem Grunde auch ein robuster Entwurf ohne Überlastung der Stellglieder möglich ist.

13.3.2 Modellfolge als Verallgemeinerung der Zustandsvektorrückführung

Die Forderungen an die Dynamik eines Regelkreises werden meistens als quadratisches Gütekriterium formuliert. Bei der Beurteilung des Führungsverhaltens steht die Sprungantwort im Vordergrund, was zwar formal einfach aber technisch wenig sinnvoll ist, weil die Sprungfunktion als Führungssignal

- von dem Prozeß eine sprungförmige (unrealistische) Zustandsänderung fordert, die dieser nicht erbringen kann und die auch gar nicht beabsichtigt ist,
- äußerst wenig Information darüber enthält, was man von dem Prozeß eigentlich will: sie enthält nämlich nur den gewünschten Anfangszeitpunkt und den Endwert der gewünschten Änderung einer einzigen Ausgangsgröße.

Es wurde gezeigt, daß es möglich ist, durch Generierung eines komplizierteren Führungssignals in einem expliziten Modell sehr viel genauer und für alle Zustandsvariablen festzulegen, was man von dem Prozeß dynamisch fordert ohne ihn zu überfordern. Der Widerspruch, daß man einerseits die Regelgröße $y = x_1$ „möglichst schnell“ verändert will, aber andererseits durch die Rückführung von $\dot{y} = x_2$ schnelle Zustandsänderungen zu unterdrücken sucht, wird mit dem Modellfolgemanagement aufgehoben.

Das Führungsproblem, so, wie es in Kap. 13.1 eingeführt wurde, ist eine unvollständige Erweiterung des Riccati-Problems, so lange nur Sprungantworten „optimiert“ werden. Während schon in der Regelgröße durch den Führungssprung eine sehr große Regelabweichung entsteht, wird für deren Ableitung der Betrag unendlich gefordert. Außerdem ist die Wahl der im Gütekriterium zu bewertenden Zustandsgrößen nicht frei, da nicht alle gegen null streben. Diese Probleme werden bei der Modellfolgeregelung gelöst durch Vorschalten eines Filters, das als Führungsmodell den gewünschten Zeitverlauf $x(t)$ für alle Zustandsgrößen vorgibt, so daß auch der Regelfehler verallgemeinert werden kann als Differenz $e = \underline{x}_m - \underline{x}$ zwischen Prozeßzustand \underline{x} und Modellzustand \underline{x}_m .

Beispiel

Bei gleicher Systemordnung von Modell und Prozeß ist das Modellverhalten physikalisch realisierbar und die Annäherung an das Modell führt zu akzeptabler Stellaktivität. Im Beispiel von Bild 13.20 wird jeweils die Differenz zwischen Modellzustand und Prozeßzustand gebildet und aufgeschaltet. Das hat den Vorteil, daß die Modellfehler explizit berechnet werden und der Regler K im Vorwärtszweig des Regelkreises angeordnet ist. Es hat aber den Nachteil, daß man gegenüber Bild 13.18 einen Freiheitsgrad verloren hat, denn es ist hier $K = M$ und damit $K_M = 0$.

Man wird die Modellfolge also nicht in dieser Weise realisieren. Bild 13.20 verdeutlicht aber, daß der Modellfolgeregler ein verallgemeinerter Zustandsregler ist. Werden die Modellfehler zu Zustandsgrößen erklärt, so streben diese bei

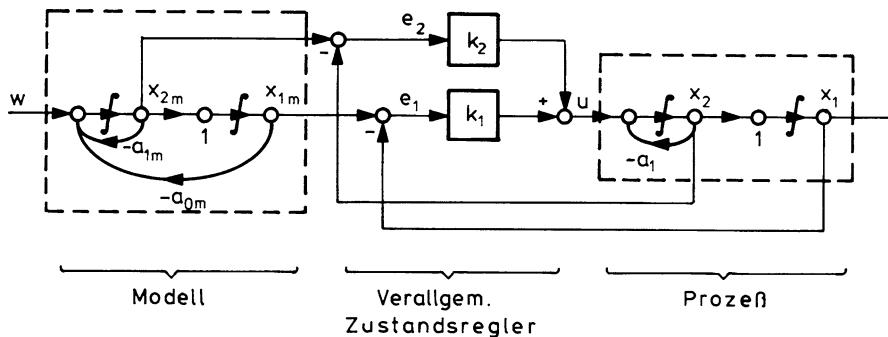


Bild 13.20 Lineare Modellfolgeregelung

entsprechender Reglerstruktur sämtlich gegen null, so daß das Gütekriterium konvergiert und die in Kap.13.1 geschilderten Schwierigkeiten bei der Erweiterung der Zustandsbetrachtung auf das Führungsproblem entfallen.

Wegen der im Beispielprozeß von Bild 13.20 enthaltenen offenen Integration und der phasenvariablen Form des Modells wird auch stationäre Führungsgenauigkeit erreicht (das ist nicht allgemein der Fall), so daß eine exakte Übereinstimmung zwischen Modell und Prozeß

$$e_1 = x_{1m} - x_1 = 0 \quad \text{und} \quad e_2 = x_{2m} - x_2 = 0 \quad (13.3.25)$$

und damit auch ein Verschwinden der Gütefunktion

$$J = \int_0^\infty (e_1^2 + e_2^2) dt = 0 \quad (13.3.26)$$

erreichbar ist. Bei diesem Ansatz steht die Anpassung der Reglerstruktur im Vordergrund. Deshalb ist er nicht auf lineare Systeme beschränkt, sondern auch auf nichtlineare Probleme zu übertragen, wie es in Kap.17.3 geschieht.

13.3.3 Auswirkung von Parameterschwankungen

Fassen wir die Gln. 13.3.17 und 13.3.19 zusammen, so lautet das Gleichungssystem für Prozeßzustand und Modellfehler

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{e} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{A - B K_M}{A_m - A + B K_M} & \frac{B M}{A_m - B M} \\ \frac{B H}{B_m - B H} & \frac{E}{-E} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ e \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{w}{z} \end{bmatrix} . \quad (13.3.27)$$

Durch Festlegung der Matrizen H , M und K mit den Bedingungen von Gl. 13.3.22 und 13.3.23 wird das Gleichungssystem überführt in

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{e} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_m & B M \\ O & A - B K \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ e \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B H & E \\ O & -E \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w \\ z \end{bmatrix}. \quad (13.3.28)$$

mit

$$\underline{A}_m = \underline{A} - \underline{B}(\underline{K} - \underline{M}) = \underline{A} - \underline{B}\underline{K}_M . \quad (13.3.29)$$

Es ist in Bild 13.21 als Signalflußdiagramm dargestellt, das die oben schon diskutierten Feststellungen widerspiegelt, daß $K_M = (K - M)$ die Modelldynamik (Führungsverhalten) und K die Fehlerdynamik (Störverhalten) bestimmen und daß Führungs- und Störverhalten nur einseitig gekoppelt sind.

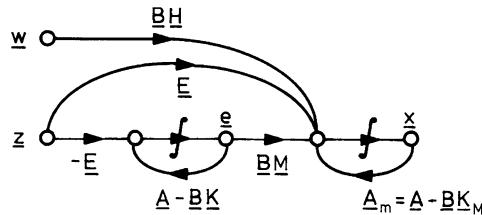


Bild 13.21 Zur Fehlerdynamik der Modellfolge bei Störungen

Um den Einfluß von Parameterschwankungen grob abschätzen zu können, wird für die Prozeßmatrizen angesetzt

$$\underline{A} = \underline{A}_0 + \Delta \underline{A} \quad \text{und} \quad \underline{B} = \underline{B}_0 + \Delta \underline{B} . \quad (13.3.30)$$

Werden diese Ausdrücke mit dem Regleransatz von Gl.13.3.22 und 13.3.23

$$\underline{B}_m - \underline{B}_0 \underline{H} = \underline{O} \quad \text{und} \quad \underline{A}_0 - \underline{B}_0 \underline{K}_M = \underline{A}_m \quad (13.3.31)$$

in Gl. 13.3.27 eingesetzt, so folgt

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{e} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \underline{A}_m + \Delta \underline{A} - \Delta \underline{B} \underline{K}_M & (\underline{B}_0 + \Delta \underline{B}) \underline{M} \\ -\Delta \underline{A} + \Delta \underline{B} \underline{K}_M & \underline{A}_0 - \underline{B}_0 \underline{K} - \Delta \underline{B} \underline{M} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ e \end{bmatrix} \\ + \begin{bmatrix} (\underline{B}_0 + \Delta \underline{B}) \underline{H} & \underline{E} \\ -\Delta \underline{B} \underline{H} & -\underline{E} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w \\ z \end{bmatrix} . \quad (13.3.32)$$

Hieraus ist im Vergleich mit Gl. 13.3.27 zu sehen, daß die Modell- und Fehlerdynamik durch ΔB und die Kopplung zwischen beiden durch ΔA und ΔB verändert wird. Die charakteristische Gleichung des Modellfolge-Regelungssystems lautet jetzt

$$\begin{vmatrix} s\underline{I} - \underline{A}_m - \Delta\underline{A} + \Delta\underline{B} \underline{K}_M & -(\underline{B}_0 + \Delta\underline{B})\underline{M} \\ \Delta\underline{A} - \Delta\underline{B} \underline{K}_M & s\underline{I} - \underline{A}_0 + \Delta\underline{B} \underline{M} + \underline{B}_0 \underline{K} \end{vmatrix} = 0. \quad (13.3.33)$$

Durch Zeilen- und Spaltenaddition wird die Determinante vereinfacht, woraus schließlich folgt

$$|s\underline{I} - \underline{A}_m| |s\underline{I} - \underline{A}_0 - \Delta\underline{A} + (\underline{B}_0 + \Delta\underline{B})\underline{K}| = 0. \quad (13.3.34)$$

Diese Gleichung sagt aus, daß Modelldynamik und durch Parameteränderungen verursachte Stördynamik voneinander entkoppelt sind, wobei letztere durch \underline{K} getrennt ausgelegt werden kann. Die Rückführung \underline{K} ist also gleichermaßen für die Reduktion der Wirkung von Störungen und von Parameteränderungen verantwortlich. Durch geeignete Wahl von \underline{K} können die Pole der Stördynamik soweit nach links verschoben werden, daß die Modellpole für das Gesamtverhalten dominant bleiben und zwar selbst bei größeren Parameterschwankungen $\Delta\underline{A}$. Hingegen können Änderungen der Stellmatrix \underline{B} durch Rückführung nicht ausgeglichen werden, ihr Einfluß wächst sogar mit \underline{K} . Abhilfe hierfür kann nur durch Adaption des Reglers geschaffen werden.

13.3.4 Modellfolge für einen Teilprozeß bei singulärer Stellmatrix

Mit dem bisherigen Ansatz ergaben sich die Reglermatrizen proportional zu \underline{B}^{-1} . Da diese Inverse nicht existiert, muß sie durch die Pseudoinverse \underline{B}^+ ersetzt werden, wie oben ausgeführt. Als Alternative dazu kann man aber auch die Modellfolge auf einen Teilprozeß beschränken, dessen Ordnung gleich dem Rang q von \underline{B} (der Anzahl unabhängiger Stellgrößen) ist. Aus den n Zustandsgrößen sind q auszuwählen (Teilvektor \underline{x}_2), die dem Modell exakt folgen sollen (z. B. je Freiheitsgrad eine), während die übrigen davon abhängig sind (Teilvektor \underline{x}_1), vgl. Bild 13.22. Die Prozeßgleichung wird so aufgespalten, daß \underline{B}_2 eine nichtsinguläre $q \times q$ -Matrix ist

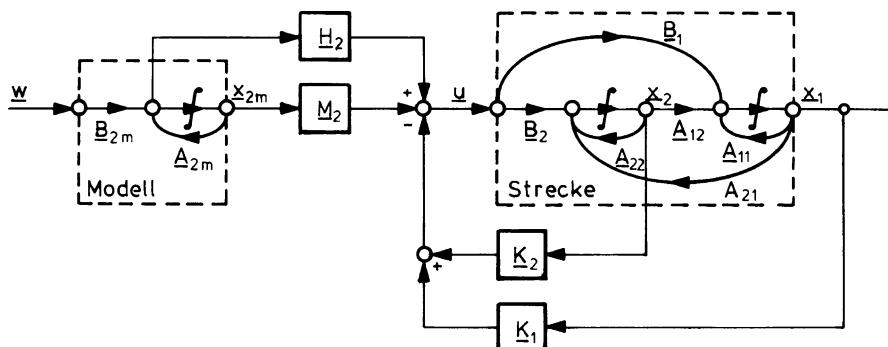


Bild 13.22 Struktur der Modellfolge für ein Teilsystem

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \underline{A}_{11} & \underline{A}_{12} \\ \underline{A}_{21} & \underline{A}_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \underline{B}_1 \\ \underline{B}_2 \end{bmatrix} u . \quad (13.3.35)$$

Das Modell enthält jetzt nur den Teilprozeß \underline{x}_{2m} , während im Rückführgesetz beide Zustands-Teilvektoren berücksichtigt werden

$$\underline{u} = \underline{H}_2 \dot{\underline{x}}_{2m} + \underline{M}_2 \underline{x}_{2m} - \underline{K}_1 \underline{x}_1 - \underline{K}_2 \underline{x}_2 . \quad (13.3.36)$$

Aus dem Gesamtsystem in Bild 13.22 ist als Zustandsgleichung für \underline{x}_2 abzulesen

$$\dot{\underline{x}}_2 = (\underline{A}_{21} - \underline{B}_2 \underline{K}_1) \underline{x}_1 + (\underline{A}_{22} - \underline{B}_2 \underline{K}_2) \underline{x}_2 + \underline{B}_2 \underline{H}_2 \dot{\underline{x}}_{2m} + \underline{B}_2 \underline{M}_2 \underline{x}_{2m} . \quad (13.3.37)$$

Die Modellfolge-Bedingung lautet jetzt

$$\dot{\underline{x}}_2 - (\underline{A}_{22} - \underline{B}_2 \underline{K}_2) \underline{x}_2 = \dot{\underline{x}}_{2m} - (\underline{A}_{22} - \underline{B}_2 \underline{K}_2) \underline{x}_{2m} . \quad (13.3.38)$$

Um sie zu erfüllen, muß gelten

$$\begin{aligned} \underline{B}_2 \underline{H}_2 &= \underline{I}, \\ \underline{A}_{21} - \underline{B}_2 \underline{K}_1 &= \underline{O} \quad \text{und} \\ \underline{B}_2 \underline{M}_2 &= -(\underline{A}_{22} - \underline{B}_2 \underline{K}_2) . \end{aligned} \quad (13.3.39)$$

Hieraus folgt für die Aufschaltmatrizen

$$\begin{aligned} \underline{H}_2 &= \underline{B}_2^{-1}, \\ \underline{M}_2 &= -\underline{B}_2^{-1} \underline{A}_{22} + \underline{K}_2 \\ \text{und} \quad \underline{K}_1 &= \underline{B}_2^{-1} \underline{A}_{21}, \end{aligned} \quad (13.3.40)$$

während \underline{K}_2 frei wählbar ist. Aus dem Blockschaltbild von Bild 13.22 ist die Funktion der einzelnen Matrizen ersichtlich:

- Über \underline{H}_2 und \underline{M}_2 wird der Teilprozeß \underline{x}_2 vom Modell her gesteuert, wie es vorher für den Gesamtprozeß gezeigt wurde.
- Mit \underline{K}_2 kann der Störeinfluß minimiert werden (damit dieses das Modellverhalten nicht beeinflußt, ist \underline{K}_2 auch in \underline{M}_2 enthalten).
- \underline{K}_1 kompensiert die interne Rückwirkung von \underline{x}_1 auf \underline{x}_2 , so daß \underline{x}_1 von \underline{x}_2 her nicht mehr steuerbar ist.

Durch die Reglermatrizen wird erreicht, daß der Teilprozeß \underline{x}_2 dem Modell folgt und von \underline{x}_1 unabhängig ist. Umgekehrt ist aber der Teilprozeß \underline{x}_1 vollständig von \underline{x}_2 abhängig, er kann durch Regelung nicht frei beeinflußt werden. Das ist ein großer Nachteil dieses Lösungsansatzes.

13.3.5 Pragmatische Entwurfsstrategie

Die Tatsache, daß im Idealfall nach Gl. 13.3.28 Modelldynamik (Führungsverhalten) und Fehlerdynamik (Störverhalten) nur einseitig gekoppelt sind, legt einen zweistufigen Reglerentwurf entsprechend Bild 13.23 nahe. Dieser erfolgt so, daß

- im ersten Schritt mit $\underline{K}_M = \underline{K} - \underline{M}$ die Modelldynamik entworfen wird (Bild 13.23a) und
- im zweiten Schritt entsprechend Bild 13.23b mit \underline{K} das Störverhalten oder mit \underline{M} die Dynamik des Modellfehlers festgelegt wird.

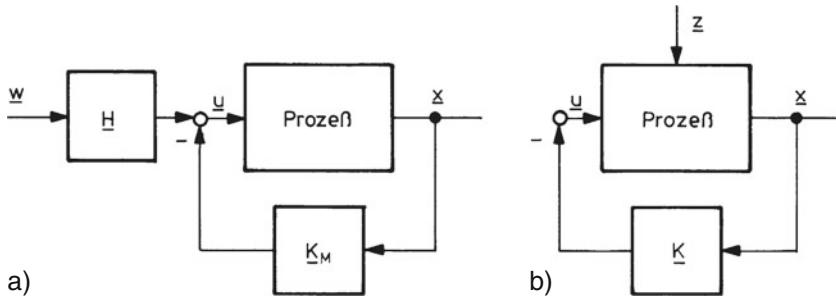


Bild 13.23 Zweistufiger Modellfolge-Entwurf auf, a) Modelldynamik, b) Störverhalten

Demgegenüber würde der Entwurf nur unnötig verkompliziert, wenn durch Zusammenfassung von \underline{x} und \underline{e} entsprechend Gl. 13.3.27 die Gesamtdynamik in einem Schritt, z. B. durch Umformung zu einem Riccati-Problem, optimiert würde, da die aus dem Ansatz resultierende Entkopplung ungenutzt bliebe. Beide Entwurfsschritte können mit beliebigen Verfahren erfolgen, z. B. durch Riccati-Entwurf oder Parameteroptimierung, wobei aber nur das letztere auf den nichtlinearen Fall anwendbar ist. Man geht dabei wie folgt vor.

Für den ersten Schritt liegt eine Polvorgabe nahe, da das Modell vorwiegend in dieser Form formuliert ist. Um aber ein realistisches Modellverhalten vorzugeben, kann es vorteilhafter sein, vom ungeregelten Prozeß auszugehen und mit Hilfe einer quadratischen Gütefunktion die Matrix \underline{K}_M unter Kontrolle des erforderlichen Stellauflandes auszulegen. Dadurch wird ein sinnvoller Kompromiß zwischen dynamischen Forderungen und Stellaufland geschlossen. Die Vorsteuermatrix \underline{H} wird entsprechend Kap. 13.1.3 oder 13.3.1 für stationäre Führungsgenauigkeit bestimmt. Der Entwurf entspricht einer Modellfolge mit implizitem Modell, das resultierende Verhalten wird dem Gesamtsystem als Modell zu Grunde gelegt.

Im zweiten Schritt muß ein Kompromiß zwischen Fehlerdynamik und Störverhalten geschlossen werden durch Variation von \underline{K} oder \underline{M} bei fester Summe $\underline{K}_M = \underline{K} - \underline{M}$. Fehler- und Stördynamik sollten „schneller“ gewählt werden als die Modelldynamik. Die Reglerverstärkung \underline{K} wird dabei so hoch

gewählt, daß bei maximaler Störung der verfügbare Stellbereich gerade ausgenutzt wird. Dadurch wird im Sinne eines robusten Entwurfs gute Störunterdrückung und geringe Empfindlichkeit gegenüber Parameteränderungen erreicht. Weiterhin wirkt sich die Stördynamik wenig auf die Modelldynamik aus, so lange die Modellpole dominant bleiben gegenüber den Stördynamikpolen (vgl. Beispiel weiter unten). Um diesen Abstand genügend groß zu halten, sollte die Modelldynamik langsamer gewählt werden, als es bei nominaler Strecke möglich ist, damit noch genügend Stellenergie übrig bleibt, um Parametereinflüsse auszugleichen. Es ist also ein Kompromiß zu schließen zwischen erreichbarer Modelldynamik und Robustheit.

Diese Strategie hat bei gleicher Reglerstruktur gegenüber dem mathematischen Ansatz von Kap. 13.3.4 folgende entscheidenden Vorteile:

- 1) Im ersten Optimierungsschritt wird ein realistisches Modellverhalten \underline{A}_m , \underline{B}_m definiert, dem der Prozeß folgen kann. Die Wahl des Modellverhaltens ist nicht willkürlich, da es vom ungeregelten Prozeßverhalten abgeleitet wird.
- 2) Im zweiten Schritt werden davon unabhängig Fehler- und Stördynamik ausgelegt, diese können „schneller“ gewählt werden als die Modelldynamik.
- 3) Es wird nicht durch Kompensation von Prozeßparametern exakte Modellfolge angestrebt, sondern ein Gütekriterium minimiert. Dabei wird der beste Kompromiß gesucht zwischen Modellfolge, Störunterdrückung, Robustheit und Stellaktivität.
- 4) Eine Invertierung der Stellmatrix \underline{B} entfällt, ebenso eine Reduktion auf einen Teilprozeß und damit auch die in Kap. 13.3.4 genannten Probleme.
- 5) Alle Prozeßzustände werden zur Rückführung eingesetzt, dadurch gibt es keinen „ungeregelten“ Teilprozeß; ebenso wird der gesamte Zustandsvektor im Gütekriterium bewertet.

Beispiel

Bild 13.24 zeigt einen Beispielprozeß zweiter Ordnung mit der Zustandsgleichung

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} u + \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} z. \quad (13.3.41)$$

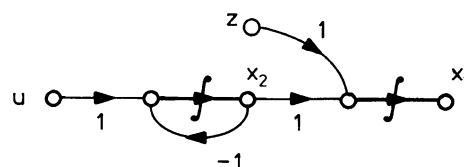


Bild 13.24 Beispielprozeß aus integrierender Strecke und PT₁-Stellmotor

1. Schritt: Modellentwurf

Als Modell wird ein PT_2 -Verhalten (mit Ausgleich) vorgegeben, dessen Pole gut gedämpft sind und in der Nähe der Prozeßpole liegen, vgl. Bild 13.25a.
Als Pole werden gewählt

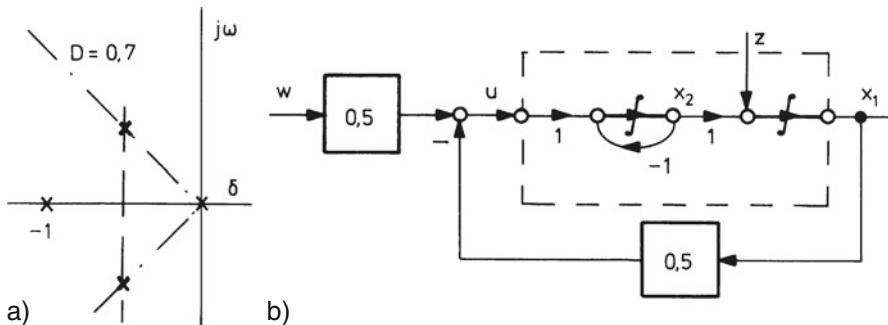


Bild 13.25 Modellentwurf, a) Polvorgabe, b) Regelkreis

$$s_{1,2} = -1/2(1 \pm j) . \quad (13.3.42)$$

Das führt auf die charakteristische Gleichung

$$s^2 + s + 0,5 = 0 \quad (13.3.43)$$

und auf den Regler

$$\underline{k}_M^T = [-0,5 \ 0] . \quad (13.3.44)$$

Stationäre Führungsgenauigkeit wird erreicht mit

$$\underline{h} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0,5 \end{bmatrix} . \quad (13.3.45)$$

Das resultierende Regelungssystem zeigt Bild 13.25b. Es wird dem weiteren Entwurf als Modell zu Grunde gelegt, d. h. die Modell-Zustandsgleichung lautet

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_{m1} \\ \dot{x}_{m2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -1/2 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{m1} \\ x_{m2} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1/2 \end{bmatrix} w . \quad (13.3.46)$$

2. Schritt: Entwurf für Störunterdrückung und Robustheit

Als Kompromiß zwischen Stellaktivität und ausreichendem Abstand zwischen Modell- und Stördynamik werden für die endgültige Rückführung die Pole $s_{1,2} = -2$ vorgegeben, was auf die charakteristische Gleichung führt

$$s^2 + 4s + 4 = 0 . \quad (13.3.47)$$

Diese kann entsprechend Bild 13.26 erreicht werden mit dem Regler

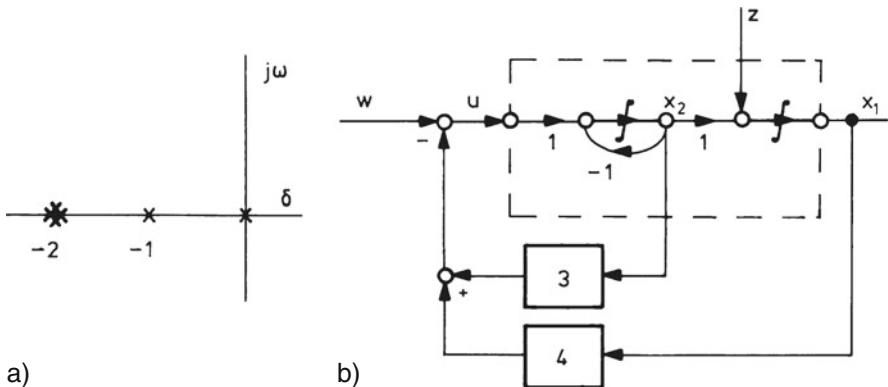


Bild 13.26 Entwurf für Störverhalten und Robustheit, a) Polvorgabe, b) Regelkreis

$$\underline{k}^T = [-4 \ -3] . \quad (13.3.48)$$

Die Modell-Aufschaltmatrix resultiert daraus zu

$$\underline{m}^T = \underline{k}_M^T - \underline{k}^T = [3,5 \ 3] . \quad (13.3.49)$$

3. Schritt: Gesamtsystem

Bild 13.27 zeigt das endgültige Gesamtsystem. Die Strecke mit Rückführung hat die ÜF

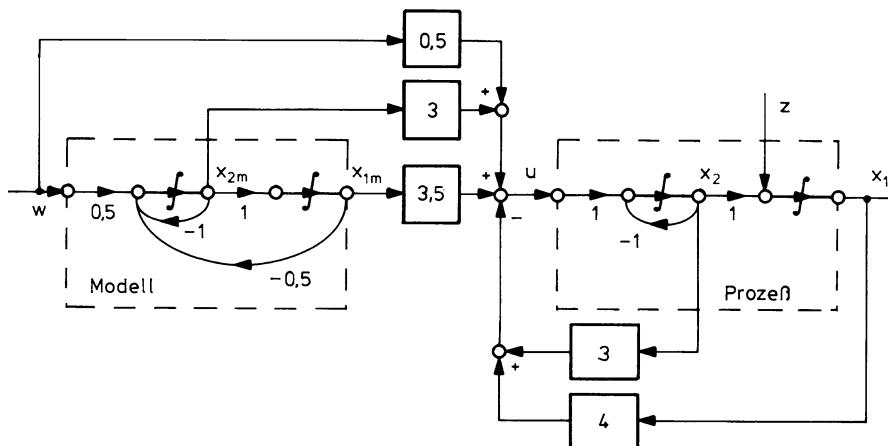


Bild 13.27 Gesamtsystem für das Beispiel zweiter Ordnung

$$x_1(s) = \frac{1}{s^2 + 4s + 4} u_c(s) . \quad (13.3.50)$$

Vorsteuerung und Modell bilden zusammen ein Vorfilter mit der ÜF

$$u_c(s) = 0,5 \left(1 + \frac{3s + 3,5}{s^2 + s + 0,5} \right) w(s) = 0,5 \frac{s^2 + 4s + 4}{s^2 + s + 0,5} w(s) , \quad (13.3.51)$$

so daß das Führungsverhalten lautet

$$x_1(s) = \frac{1}{s^2 + 4s + 4} 0,5 \frac{s^2 + 4s + 4}{s^2 + s + 0,5} w(s) = \frac{0,5}{s^2 + s + 0,5} w(s) . \quad (13.3.52)$$

Im Führungsverhalten werden die schnellen Pole der Stördynamik im Nominalfall durch Nullstellen des Vorfilters kompensiert. Bei Parameterabweichungen in der Strecke ist zwar keine genaue Kompensation mehr gegeben, aber die Modelldynamik wird wenig beeinflußt, so lange diese Pole und Nullstellen nahe beieinander liegen und die Modellpole dominant bleiben. Die Empfindlichkeit gegenüber Betriebspunktänderungen kann weiter dadurch verbessert werden, daß das Integral der Modellfehler zusätzlich zurückgeführt wird.

Lineare Modellfolge-Struktur

Auf Grund der vielfältigen Einschränkungen ist eine exakte Modellfolge in der Praxis nicht erreichbar. Insbesondere im Anfangsverhalten müssen auf Grund der Stellgrößenbegrenzungen Fehler in Kauf genommen werden. Das läßt sich durch ein dynamisches Vorfilter abmildern, welches verhindert, daß sprungförmige Führungskommandos auf das Modellfolgesystem gelangen. Zusätzlich sind evtl. die Eingangsamplituden zu begrenzen.

Um quasistationär eine gute Modellfolge (Führungsgenauigkeit) zu erreichen, ist es vorteilhaft, den Modellfolgefehler $e = \underline{x}_m - \underline{x}$ explizit zu berechnen und dessen Integral zusätzlich im Sinne von Kap.13.1.3 aufzuschalten. Die Verstärkung des I-Anteils ist so niedrig wie möglich zu halten, so daß sein Einfluß auf die Gesamtodynamik gering bleibt und gerade die nötige Führungsgenauigkeit erreicht wird. Das resultierende Modellfolge-Regelungssystem ist in Bild 13.28 gezeigt, es liegt in dieser Form den in Kap.18.3 behandelten realen Systemen zu Grunde.

Die mit Modellfolgeregelung erreichbaren Ergebnisse lassen sich noch wesentlich verbessern durch Einbeziehung einer Vorsteuerung, vgl. /Mönnich 99/, wie sie im Ansatz schon in Kap.13.1.3 (vgl. Bild 13.7) eingeführt wurde. Darin können alle bekannten Einflüsse berücksichtigt werden, wodurch der Regelkreis wirksam entlastet wird. Die Regelung bleibt dann verantwortlich für den Ausgleich unbekannter Einflüsse von Störgrößen und Parameterschwankungen. Besonders im

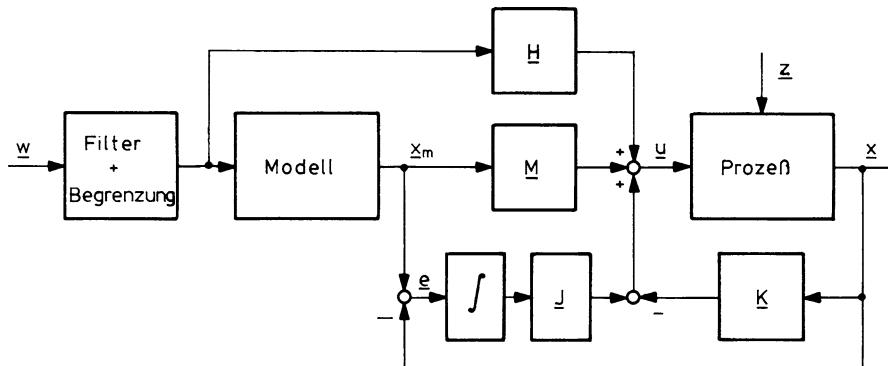


Bild 13.28 Modellfolgesystem mit Vorfilter und Rückführung des integrierten Modellfehlers

realen Fall nichtlinearer Systeme kann eine auf genauere Kenntnis des zu regelnden Prozesses basierende nichtlineare Vorsteuerung wesentlich zum Regelerfolg beitragen. Einige Ansätze dazu werden in [Kap.17](#) behandelt.

Literaturverzeichnis zu Kapitel 13

- Alles, W.: Parameteroptimierung von Mehrgrößen-Regelungssystemen. SFB 58 Nr. 46, TU Braunschweig 1976.
- Drenick, R.: Die Optimierung linearer Regelsysteme. R. Oldenbourg, München 1973.
- Eschenauer, H., Koski, J., Osyczka, A.: Multicriteria design optimization. Springer, Berlin 1990.
- Faleiro, L.F., Pratt, R.W.: Multi-Objective Eigenstructure Assignment with Dynamic Flight Control Augmentation Systems. AIAA, 1996.
- Föllinger, O.: Optimierung dynamischer Systeme. R. Oldenbourg, München 1988.
- Jacob, H.G.: Rechnergestützte Optimierung statischer und dynamischer Systeme. Springer, Berlin 1982.
- Joos, H.-D.: A methodology for multi-objective design assessment and flight control synthesis tuning. Aerospace Science and Technology, no. 3, pp. 161–176, 1999.
- Joos, H.-D., Bals, J., Looye, G., Schnepper, K., Varga, A.: A multi-objective optimisation based software environment for control systems design. Proceedings of 2002 IEEE International Conference on Control Applications and International Symposium on Computer Aided Control Systems Design, CCA/CACSD, Glasgow, Scotland 2002.
- Kreisselmeier, G.: Reglerentwurf mit vektoriellen Gütekriterien und seine praktische Anwendung zur Stellgeschwindigkeitsreduktion bei parameterunempfindlichen Reglern. DLR FB 77-55, 1977.
- Kreisselmeier, G., Steinhauser, R.: Systematische Auslegung von Reglern durch Optimierung eines vektoriellen Gütekriteriums. Regelungstechnik 27(3), 1979.
- Kreisselmeier, G., Steinhauser, R.: Application of vector performance optimization to Robust Control Loop Design of a fighter aircraft. International Journal Control, 37(2), 251–284, 1983.
- Leonhard, W.: Einführung in die Regelungstechnik. Vieweg, Braunschweig 1981.
- Looye, G., Joos, H.-D.: Design of Robust Dynamic Inversion Control Laws using Multi-Objective Optimization. AIAA, 2001.
- Looye, G., Joos, H.-D. and Willemse, D.: Application of an optimisation-based design process for Robust Autoland Control Laws. In Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conference 2001, Montreal CA, 2001.

- Miski, T.: Über die Eigenschaften der verallgemeinerten quadratischen Regelfläche. DLR-FB 74- 45, Dissertation, TU Braunschweig 1974.
- Mönnich, W. (Hrsg.): Vorsteuerungsansätze für Modellfolgesysteme. DLR-IB 111-99, Braunschweig 1999.
- Sawaragi, Y., Nakayama, H., and Tanino, T.: Theory of multiobjective optimization. Academic Press Inc., Mathematics in Science and Engineering, vol 176, Orlando FL, 1985.
- Sölter, H.: Mehrgrößen-Regelungskonzept für ein Gasturbinentriebwerk. Dissertation, TU Braunschweig 1990.
- Steuer, R. E.: Multiple criteria optimization: Theory, computation and application. Wiley, New York 1986.

Kapitel 14

Verbesserung der Flugeigenschaften

Die erste Aufgabe von Flugreglern besteht in der Anpassung der Flugeigenschaften an die Wünsche des Piloten. Wie in [Kap.11](#) ausgeführt, betrifft das

- die Modifikation des Eigenverhaltens bezüglich der Eigenwerte (Zeitkonstanten, Frequenz, Dämpfung) und der Eigenvektoren (Kopplungen zwischen den Zustandsgrößen),
- die Verbesserung der Flugzeugreaktion auf Kommandoeingaben des Piloten (schnelle, überschwingfreie Reaktion, gewünschte Koordinierung der Bewegungsgrößen),
- die Unterdrückung bzw. Reduzierung der Reaktion auf Störungen (Turbulenz, Triebwerksausfall u. a.),
- die Vereinfachung und Vereinheitlichung des Flugzeugverhaltens im gesamten Flugbereich (z. B. Kurvenkoordinierung).

Hierdurch wird nicht nur die Aufgabe des Piloten bei der manuellen Flugbahnhöhung erleichtert, sondern es werden auch die Voraussetzungen geschaffen für den Entwurf und die einwandfreie Funktion der verschiedenen Autopiloten-Betriebsarten, d. h. der äußereren Regelschleifen zur Bahnhöhung.

Regler, die diese Aufgaben übernehmen, sollen als „Flugeigenschaftsregler“ oder auch als „Basisregler“ bezeichnet werden. Im Englischen spricht man von *stability augmentation system* (SAS). Eine Abgrenzung zu den Flugbahngreglern liefert die Überlegung, welche Flugzustandsgrößen als Steuergrößen für die Flugbahn betrachtet werden können. In [Kap.8.4.5](#) wurden an Hand der Bilder [8.27](#) und [8.29](#) hierfür die Größen Anstellwinkel α (C_A -Wert) bzw. Lastvielfaches n_z , Schub F und Hängewinkel Φ ermittelt. Während die Wahl von Φ in der Seitenbewegung eindeutig ist, wird in der Längsbewegung häufig auch die Längsneigung Θ als Steuergröße angesehen, die wegen $\Theta = \alpha + \gamma$ eine Mischgröße zwischen dem aerodynamischen Flugzustand α und dem Bahnzustand γ darstellt. Die Lagewinkel Θ und Φ stellen also eine Abgrenzung der Basis-Reglerfunktionen dar. Diese betreffen alle untergeordneten Regelungsaufgaben unterhalb der Bahnhöhungsebene. Sie sind eingeschränkt auf die Regelung der rotatorischen Freiheitsgrade der Starrkörperbewegung, deren Zeitkonstanten um eine Größenordnung kleiner

sind als die der Bahnfreiheitsgrade. Sie stellen die inneren Regelschleifen des Flugregelungssystems dar, die von den äußeren Regelschleifen zur Bahnführung näherungsweise entkoppelt sind, vgl. [Kap.8.4](#).

Bei der Auslegung der Flugeigenschaftsregler kann man zunächst von einem stationären Betriebszustand ausgehen (z. B. konstante Fahrt und Flughöhe), so daß eine Linearisierung der Prozeßgleichungen möglich ist. Auch die notwendigen Stellausschläge sind vergleichsweise klein. Eine Anpassung an wechselnde Betriebszustände (Höhe, Machzahl u. a.) ist nachträglich möglich, entweder durch Umschalten der Reglerparameter (Multi-Modell-Entwurf) oder durch Adaption. Grundlage des Entwurfs sind also die in [Kapitel 7](#) linearisierten Zustandsgleichungen oder sogar die in [Kap.8.4](#) eingeführten Näherungen für die rotatorischen Freiheitsgrade.

Ziel dieses Kapitels ist die Auswahl der für die Flugeigenschaftsverbesserung wirksamsten Regelschleifen und die Diskussion der in der unteren Ebene eingesetzten Einzelregler. Flugzustandsregler für die Längsbewegung sind von relativ einfacher Struktur, da als Stellgröße nur das Höhenruder in Frage kommt, woraus im wesentlichen zwei Rückführschleifen resultieren.

Flugzustandsregler für die Seitenbewegung haben dagegen zwei Regelgrößen, nämlich den Hängewinkel ϕ und den Schiebewinkel β und setzen dazu die beiden Stellgrößen Querruder ξ und Seitenruder ζ ein. Sie stellen somit ein Mehrgrößen-System dar, in dem Kopplungen zwischen den Regelschleifen entstehen, wie sie in [Kap.12.2](#) diskutiert wurden. Diese sind entsprechend zu berücksichtigen.

Ergänzende Quellen zu diesem Kapitel enthält das Literaturverzeichnis.

14.1 Auswahl wirksamer Rückführungen

Die Regelungsaufgaben sollen mit der geringst möglichen Regleraktivität, also mit möglichst kleiner Reglerverstärkung erfüllt werden. Dazu sind diejenigen Übertragungswege auszuwählen, welche die dynamisch und stationär günstigsten Übertragungseigenschaften haben. Auf der Grundlage der Regelbarkeitsbetrachtungen von [Kap.8.5](#) und der Überlegungen zu günstigen Reglerstrukturen von [Kap.12.1](#) werden hier zunächst die Einzelrückführungen diskutiert, die zur Verbesserung der Flugeigenschaften geeignet sind. Da es um grundsätzliche Betrachtungen geht, sollen die Stelldynamik und die elastischen Freiheitsgrade vernachlässigt werden.

Man geht vereinfachend davon aus, daß durch Rückführung einer Meßgröße unverzögert eine Kraft bzw. ein Moment auf das starre Flugzeug ausgeübt werden kann. Die so gewonnenen Ergebnisse stellen jeweils Ideallösungen dar, die natürlich infolge unvermeidlicher Verzögerungen im Stellsystem in der Realität verschlechtert werden. Zur Erhöhung der Übersichtlichkeit werden kleinere Einflüsse (z. B. Z_η , M_u) weggelassen. Auch diese Vereinfachung gibt die realen Verhältnisse zu günstig wieder. Diese Näherungsbetrachtung hat zum Ziel, mit möglichst einfachen Modellen die wesentlichen Zusammenhänge herauszuarbeiten. Der Einfluß jeder Rückführung auf die Dynamik wird an Wurzelortskurven (WOK) gezeigt, die jeweils auf der vollständigen Übertragungsfunktion vierter Ordnung der Strecke basieren (Flugzustand A1).

14.1.1 Modifizierung der Anstellwinkelschwingung

Aus dem Signalflußdiagramm der Näherung für die Anstellwinkelschwingung (AS) in Bild 14.1 (vgl. Kap. 8.4.1) ergeben sich zur Dämpfungserhöhung folgende Rückführungen über einen Integrator

- $q_K \rightarrow \eta$, Rückführung der Nickgeschwindigkeit auf das Höhenruder, wodurch ein künstliches M_q erzeugt wird,
- $\alpha \rightarrow \kappa$, Rückführung des Anstellwinkels auf Auftriebsklappen, das erzeugt ein künstliches Z_α .

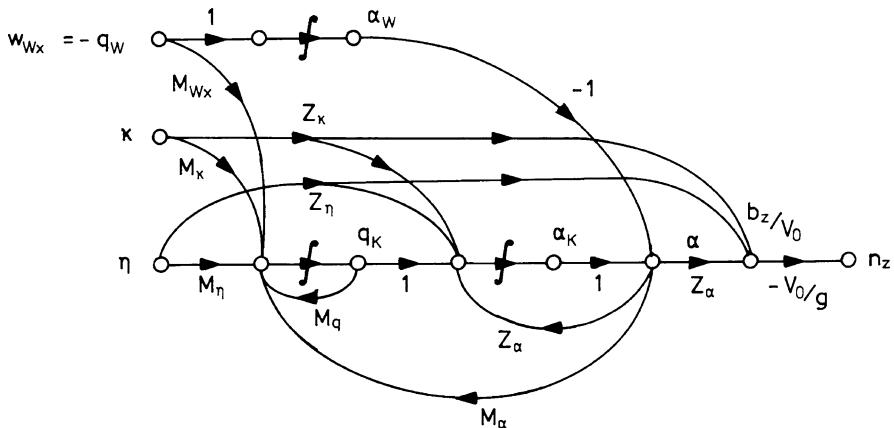


Bild 14.1 SFD der AS-Näherung

Bild 14.1 verdeutlicht, daß $q_K \rightarrow \eta$ als Rückführung über einen Integrator neben der günstigen Wirkung auf den dynamischen Regelfaktor auch direkt zur Reduzierung des q_w -Störenflusses auf die Nickgeschwindigkeit beiträgt. Günstiger noch wäre die Messung und Rückführung von $q_A = q_K - q_w$, da diese Größe unverzögert auf q_w reagiert. Das wird heute noch nicht praktiziert, wäre aber durch Messung der z -Komponente der Anströmung an Bug und Heck mit anschließender Differenzbildung realisierbar. Die mittlere Windkomponente α_w wirkt unverzögert auf den meßbaren Anstellwinkel. Dessen Rückführung liefert daher ebenfalls eine wirksame Störunterdrückung, die sich allerdings nur voll ausnutzen lässt, wenn gleichzeitig der dynamische Regelfaktor¹ verbessert wird. Hierfür ist eine Rückführung auf DLC-Klappen (κ bzw. Δ_z) erforderlich.

Die dynamische Wirkung beider Rückführungen wird durch die typischen Wurzelortskurven (WOK) für ÜF'n 4. Ordnung in Bild 14.2 veranschaulicht. Der erste

¹ vgl. Kap. 12.1.2: Ist die ÜF des offenen Regelkreises ein Minimalphasensystem mit einem Polüberschuß von $d = 1$, so wird bei Schließen des Regelkreises der Polschwerpunkt nach links verschoben, die entsprechende Rückführung erhöht die Gesamtdämpfung des Systems.

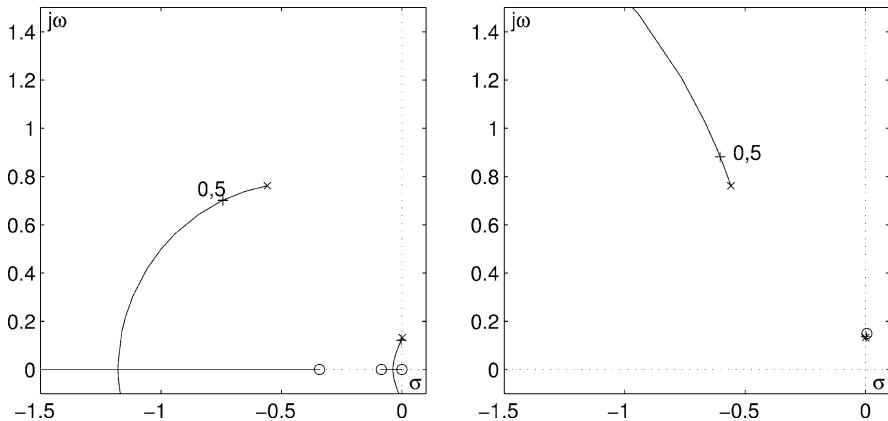


Bild 14.2 WOK'n der Rückführungen zur Modifikation der AS-Dämpfung. Flugzustand A1, links: $q_K \rightarrow \eta$, rechts: $\alpha \rightarrow \kappa$

Fall ($q_K \rightarrow \eta$) entspricht dem Nickdämpfer, der als innere Regelschleife in jedem Flugregler für die Längsbewegung enthalten ist. Um die Dämpfung zu erhöhen, bzw. die aerodynamische Wirkung M_q zu unterstützen, wird die Nickgeschwindigkeit auf das Höhenruder so zurückgeführt, daß ein der Drehbewegung entgegengesetztes, dämpfendes Nickmoment erzeugt wird. Typische Rückführverstärkungen liegen in der Größenordnung von 1° pro $^\circ/\text{s}$.

Die zweite Möglichkeit ($\alpha \rightarrow \kappa$) kann nur dann eingesetzt werden, wenn wirksame DLC-Klappen verfügbar sind. Allerdings ist die Messung von α aufwendig und fehleranfällig. Letztere kann aber durch eine Messung des Lastvielfachen n_z ersetzt werden.

Die Eigenfrequenz der AS wird modifiziert durch die Rückführung $\alpha \rightarrow \eta$, die ein künstliches M_α erzeugt. Wegen $\dot{\Theta} = q_K$ läßt sich dazu auch die besser meßbare Längsneigung einsetzen, das führt auf eine Längslageregelung $\Theta \rightarrow \eta$. Die Wirkung beider Rückführungen ist als WOK'en in Bild 14.3 wiedergegeben. Die Rückführung von α (bzw. n_z) unterscheidet sich gegenüber der Rückführung von Θ dadurch, daß die Phygoide kaum beeinflußt wird, da in der ÜF $\hat{g}_{\alpha\eta}$ ein komplexes Nullstellenpaar in der Nähe der Phygoidepole liegt.

Für die vollständige Modifizierung der Anstellwinkelschwingung nach Dämpfung und Frequenz sind zunächst zwei Sensoren nötig. Die Nickbeschleunigung \dot{q}_K ist nach Bild 14.1 eine Linearkombination von q_K und α . Daher bilden q_K und \dot{q}_K ebenfalls einen vollständigen Zustandsvektor der AS-Näherung und können anstelle von q_K und α oder Θ zur Modifikation von Frequenz und Dämpfung der AS verwendet werden. Dadurch wird ein aufwendiger Meßgeber eingespart. Die verzögerte Differentiation von q_K kann mit q_K selbst zu einem PDT₁ (lead-lag)-Filter zusammengefaßt werden. Dann lautet das Regelgesetz

$$\eta(s) = -k_1 q_K(s) - k_2 \frac{s}{1 + T_1 s} q_K(s) = -k_{\eta q} \frac{1 + T_V s}{1 + T_1 s} q_K(s). \quad (14.1.1)$$

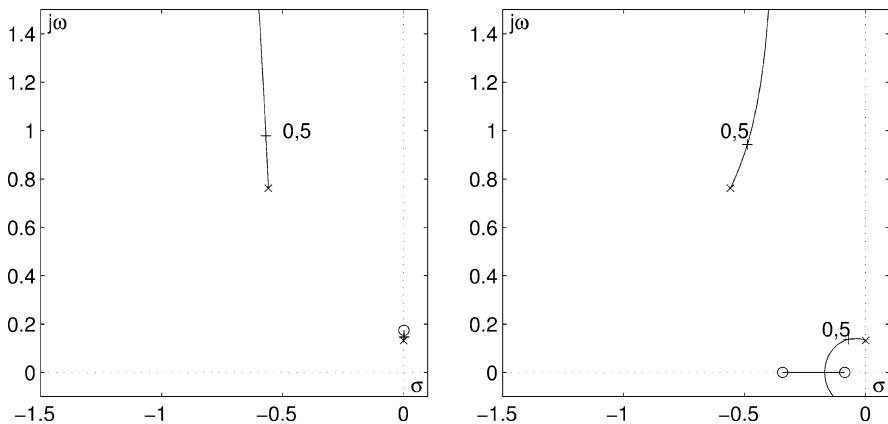


Bild 14.3 WOK'n der Rückführungen zur Modifikation der AS Eigenfrequenz. Flugzustand A1, links: $\alpha \rightarrow \eta$, rechts: $\Theta \rightarrow \eta$

Hiermit lassen sich Frequenz und Dämpfung der AS in weiten Grenzen modifizieren. Die WOK'n von Bild 14.4 veranschaulichen, daß bei günstiger Auslegung des Filters die Bandbreite der Flugzeugreaktion sich mit gleichbleibender Dämpfung vergrößern läßt, während bei zu scharfer Differentiation ($T_V > T_1$) das System überdämpft wird. Mit einem solchen Filter lassen sich natürlich auch zusätzliche (hier vernachlässigte) Verzögerungen im Regelkreis ausgleichen. Ein entsprechendes Filter für den Gierdämpfer wird in Kap. 14.3.1 behandelt.

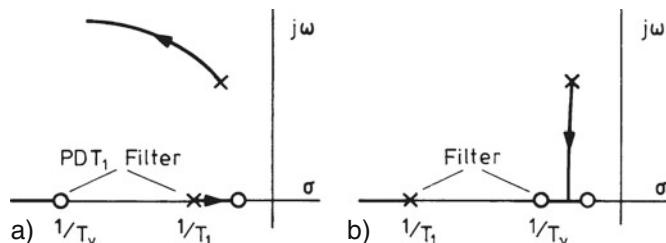


Bild 14.4 Wirkung von $q_K \rightarrow \eta$ mit PDT₁ Filter auf die AS-Näherung a) $T_V < T_1$, b) $T_V > T_1$

14.1.2 Modifizierung der Phygoidschwingung

Das SFD der Phygoidnäherung (PH) in Bild 14.5 legt zunächst folgende Rückführung nahe zur Erhöhung der meist unzureichenden Phygoiddämpfung

$$V_A \rightarrow f, \quad \text{künstliches } X_u .$$

Über die Verbindung $\eta \rightarrow \alpha \rightarrow Z_\alpha \rightarrow \dot{\gamma}$ erzeugen aber auch

$$\Theta \rightarrow \eta \quad \text{und} \quad \gamma \rightarrow \eta$$

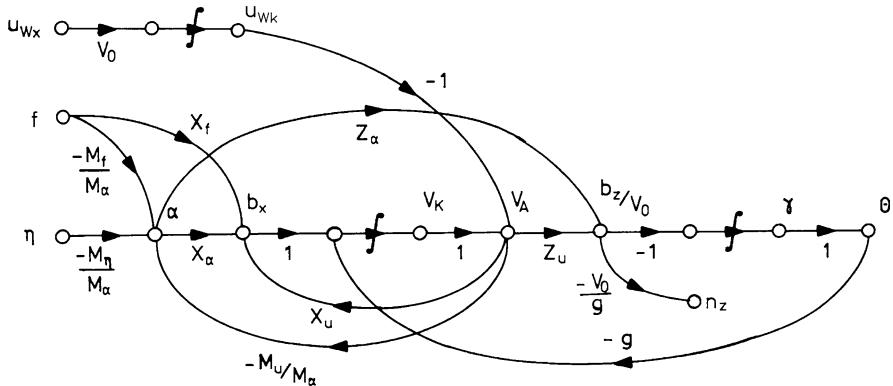


Bild 14.5 SFD der Phugoid-Näherung nach Kap.8.4.2

eine direkte Rückführung über den γ -Integrator und wirken damit dämpfungserhörend (vgl. Diskussion zu Bild 12.7). Der Einfluß von $\Theta \rightarrow \eta$ auf die Phugoid-dämpfung wird in Bild 14.3 (rechts) bestätigt, die beiden anderen Einflüsse zeigt Bild 14.6. Die Rückführung $\Theta \rightarrow \eta$ wirkt sich günstig auf beide Bewegungsformen der Längsbewegung aus und bewirkt zugleich eine Lageregelung. Wegen des ungünstigen Einflusses von $\gamma \rightarrow \eta$ auf die AS und der schwierigen Meßbarkeit von γ wird diese Rückführung nicht eingesetzt (vgl. auch die Ausführungen zu Allpaßeffekten in Kap.8.5.2).

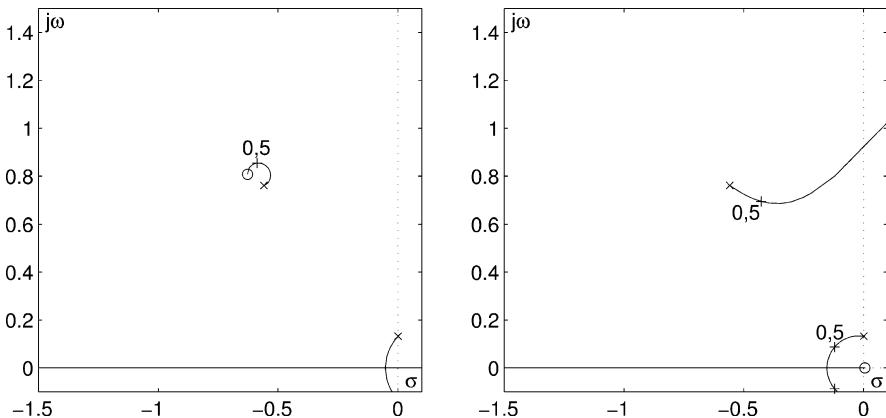


Bild 14.6 WOK'en der Rückführungen zur Modifikation der Phugoiddämpfung Flugzustand A1, links: $V_A \rightarrow f$, rechts: $\gamma \rightarrow \eta$

Die Rückführung $V_A \rightarrow f$ dämpft die Phugoiden ohne merklichen Einfluß auf die AS und verbessert den dynamischen Regelfaktor, s. auch Fußnote in Kap.14.1.1. Dadurch, so wie durch die unverzögerte Reaktion auf den in V_A gemessenen Windanteil in Bahnrichtung u_{Wk} , wird ein entscheidender Beitrag zur Störunterdrückung geleistet. Diese Rückführung ist wesentlicher Bestandteil einer Fahrtregelung

(„Vortriebsregler“) und gehört zu den Standard-Rückführungen von Flugbahnreglern, vgl. [Kap.16.2.2](#).

Eine Modifikation der Eigenfrequenz der Phygoide verändert die Bandbreite der Bahnreaktion des Flugzeugs, ist aber von untergeordneter Bedeutung. Nach dem SFD von Bild [14.5](#) kämen dafür die Rückführungen in Frage

$$\Theta \rightarrow f \quad \text{und} \quad \gamma \rightarrow f .$$

Die WOK'n in Bild [14.7](#) zeigen allerdings, daß beide Rückführungen eine schwache Wirksamkeit besitzen, d. h. es ist eine im Vergleich zu Bild [14.6](#) hohe Reglerverstärkung erforderlich.

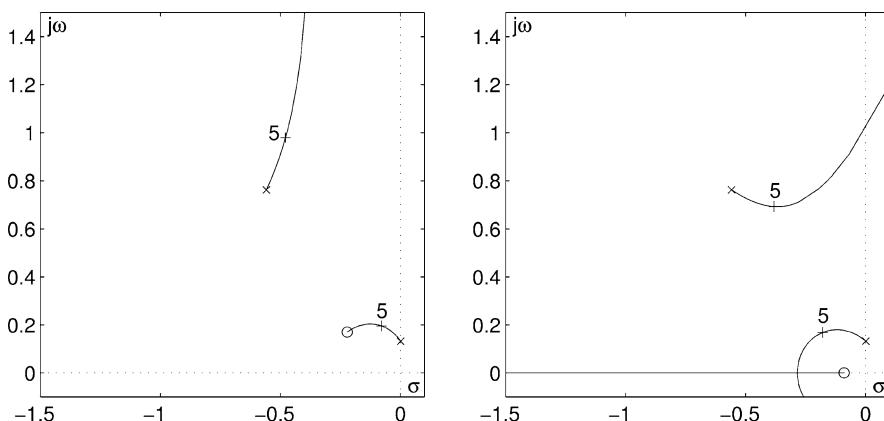


Bild 14.7 WOK'en der Rückführungen zur Modifikation der Phygoid-Eigenfrequenz
Flugzustand A1, links: $\Theta \rightarrow f$, rechts: $\gamma \rightarrow f$

14.1.3 Modifizierung der Taumelschwingung

Als einzige dämpfungsverbessernde Rückführung (über einen Integrator) ergibt sich für die TS-Näherung nach Bild [14.8](#)

$$r_K \rightarrow \zeta , \quad \text{künstliches } N_r .$$

Dieses ist der klassische Gierdämpfer, die Grundlage jeder Regelung in der Seitenbewegung. Diese Rückführung erlaubt zunächst, die Dämpfung der TS zu erhöhen, sie verbessert darüber hinaus generell den dynamischen Regelfaktor in der Seitenbewegung und trägt somit wesentlich zur Störunterdrückung bei. Aus Bild [14.8](#) folgt, daß eine noch wirksamere Störunterdrückung möglich wäre, wenn r_A gemessen würde, da hierin r_W unverzögert enthalten ist, während in der Meßgröße r_K ja die Turbulenz durch das Flugzeug gefiltert vorliegt. Hierzu könnten z. B. die Differenz zweier Staudruckgeber an den Flügel spitzen verwendet werden. Die zweite dämpfungsverbessernde Rückführung

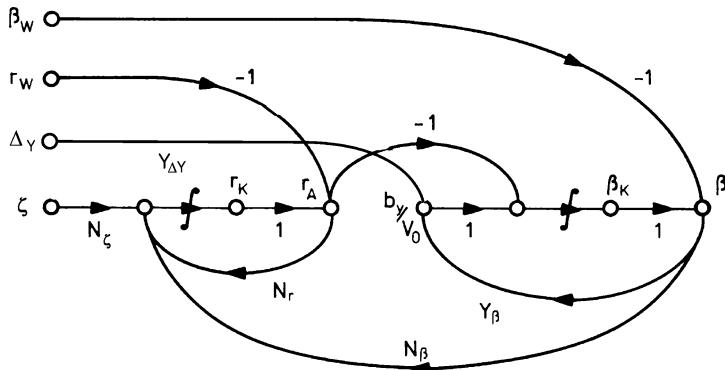


Bild 14.8 SFD der Taumelschwingungs-Näherung mit Darstellung von r_A

$$\beta \rightarrow \Delta Y \quad \text{künstliches } Y_\beta$$

ist nur selten einsetzbar, da sie einen entsprechenden Stelleingriff (direkte Seitenkraft) und eine genaue Schiebewinkelmessung erfordert (letztere wäre durch ein Querbeschleunigungssignal ersetzbar).

Zur Modifikation der Eigenfrequenz der TS existiert ebenfalls nur eine Möglichkeit:

$$\beta \rightarrow \zeta \quad \text{künstliches } N_\beta ,$$

die eine Veränderung der Windfahnenstabilität N_β bewirkt. Nach dem SFD von Bild 14.8 kann $\beta \rightarrow \zeta$ auch durch die Rückführung $b_y \rightarrow \zeta$ ersetzt werden.

Die Schiebewinkelrückführung hat noch zwei weitere Aufgaben. Zunächst wird in β direkt der Windschiebewinkel β_W gemessen, es kann also der Einfluß des Seitenwindes auf die aerodynamischen Kräfte reduziert werden. Dadurch wird allerdings $\beta_K \approx \beta_W$, so daß zur horizontalen Bahnführung ein Luvwinkel $\Delta\Psi = -\beta_W$ eingehalten werden muß (vgl. Kap.6.4.2, Bild 6.9). Sehr vorteilhaft ist, daß durch Verkleinern des Schiebewinkels die Kopplung zwischen Gier- und Rollbewegung reduziert wird (Einfluß von L_β , vgl. Diskussion in Kap.8.4.3). Dadurch ist die Rückführung $\beta \rightarrow \zeta$ auch ideal geeignet zur Koordinierung von Quer- und Seitenruder im Kurvenflug.

Die dynamische Wirkung der beiden Rückführungen $r_K \rightarrow \zeta$ und $\beta \rightarrow \zeta$ zeigen die WOK'en in Bild 14.9. Sie bestätigen das Gesagte und zeigen zusätzlich, daß die Rückführung $r_K \rightarrow \zeta$ die Spiralwurzel stabilisiert, was sehr wünschenswert ist. Die Rückführung $\beta \rightarrow \zeta$ destabilisiert dagegen die Spiralwurzel. Das geht auf die Modifizierung der flugmechanischen Kenngrößen N_r und N_β zurück, die nach Gl.8.4.48 die Spiralstabilität bestimmen. Die Wirkung beider Rückführungen auf die Rollwurzel ist gering.

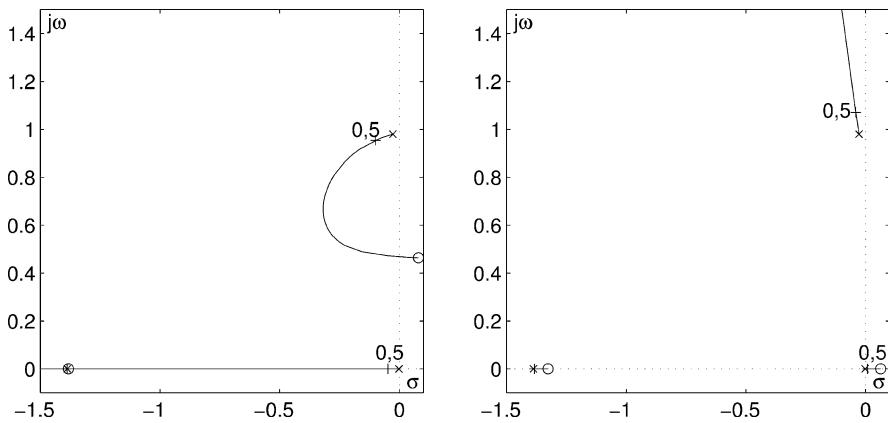


Bild 14.9 Wurzelortskurven zur Beeinflussung der Gierbewegung Flugzustand A1,
links: $r_K \rightarrow \xi$, rechts: $\beta \rightarrow \xi$

14.1.4 Modifizierung der Rollbewegung

In der Näherung für diesen Freiheitsgrad (vgl. Kap.8.4.3) gibt es als einzige Stellgröße das Querruder. Als dämpfungserhöhende Rückführung kommt nach Bild 14.10 nur in Frage

$$p_K \rightarrow \xi, \quad \text{künstliches } L_p.$$

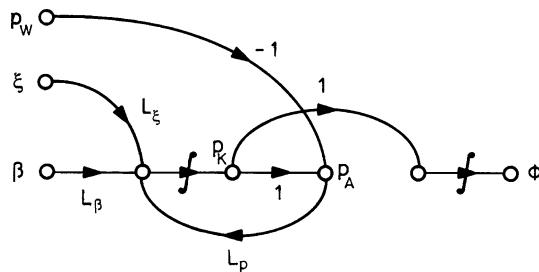


Bild 14.10 SFD der Roll-Näherung mit Darstellung von p_A

Neben dem direkten Einfluß auf die Rollwurzel trägt diese Rückführung ebenfalls zur Reduzierung des Störeinflusses von Rollböen p_w bei. Bild 14.10 zeigt aber auch, daß eine Messung von p_A (wieder als Differenz einer Staudruckmessung an den Flügel spitzen denkbar) eine direktere Störunterdrückung erlauben würde, da damit die Ursache und nicht erst die Flugzeugreaktion p_K gemessen wird. Bild 14.11 links zeigt die entsprechenden Wurzelortskurven.

Mit der Lagerrückführung

$$\Phi \rightarrow \xi$$

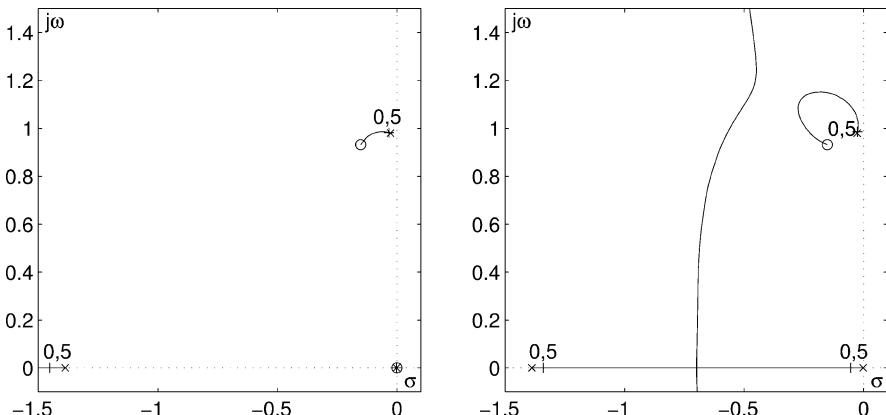


Bild 14.11 WOK'en zur Beeinflussung der Rollbewegung: links: $p_K \rightarrow \xi$, rechts: $\Phi \rightarrow \xi$

wird die in dieser Näherung fehlende äußere Rückführung über den Rollfreiheitsgrad geschlossen und damit die Spiralwurzel wirksam stabilisiert, wie die WOK in Bild 14.11 rechts bestätigt. Das geschieht allerdings auf Kosten der Rollwurzel, die nach rechts wandert (wegen des Polüberschusses von $d = 2$ in der ÜF des offenen Kreises). Bei höherer Verstärkung kann aus beiden ein komplexes Polpaar und damit eine neue Schwingungsform entstehen. Diese „Phygoide der Seitenbewegung“ ist von Piloten nur schwer beherrschbar und daher zu vermeiden (vgl. Kap.11.2.2). Für eine Beeinflussung von Roll- und Spiralwurzel sind also die beiden Rückführungen $\Phi \rightarrow \xi$ und $p_K \rightarrow \xi$ gemeinsam einzusetzen, was für diesen Freiheitsgrad genau einer vollständigen ZVR entspricht.

Auch flugphysikalisch ist einzusehen, daß durch eine Lageregelung die Spiralbewegung (als stetige Vergrößerung von Φ , β und Ψ) unterbunden wird. Entsprechend der Lagerückführung $\Theta \rightarrow \eta$ in der Längsbewegung wird also auch hier durch einen Lageregler die langsame Bahnbewegung stabilisiert. Da eine Lageregelung ohnehin als Basisregelung vorgesehen ist, ist zur Stabilisierung der Spiralbewegung keine gesonderte Regelschleife nötig.

Bei gleichzeitiger Rückführung von Φ und p_K auf das Querruder können Spiral- und Rollwurzel beide nach links verschoben werden. Der Einfluß auf die TS-Pole wird nur wenig verändert gegenüber dem Fall von Bild 14.9 links. Für die Auslegung der Rückführung Φ , $p_K \rightarrow \xi$ spielt die relative Lage der komplexen Pole und Nullstellen der ÜF $\hat{g}_{\Phi\xi}$ eine große Rolle. In Kap.8.4.4 wurde deren Abhängigkeit von den flugmechanischen Kenngrößen diskutiert. Ist $\omega_{0\Phi}$ der Nullstelle kleiner als die Eigenfrequenz ω_{0TS} der TS wie in Bild 14.12, so bewirkt die Rückführung eine Dämpfungserhöhung der TS. Im umgekehrten Fall entsteht eine Entdämpfung, die durch den Gierdämpfer wieder ausgeglichen werden muß.

Es bleibt noch zu untersuchen, ob weitere Rückführungen, welche die Gier- und Rollfreiheitsgrade miteinander koppeln, Vorteile bieten. Denkbar wären

$$\begin{aligned} \beta \rightarrow \xi & \quad \text{künstliches } L_\beta , \\ p_K \rightarrow \zeta & \quad \text{künstliches } N_p . \end{aligned}$$

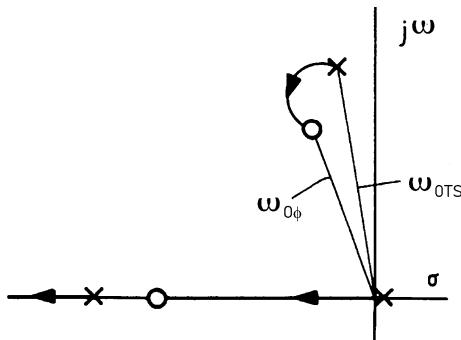


Bild 14.12 Einfluß der Zählnullstellen auf die Dämpfung der TS bei Lageregelung

Die WOK'en in Bild 14.13 zeigen allerdings, daß beide Rückführungen die TS ungünstig beeinflussen. Bei Umkehr des Vorzeichens (positive Rückführung) in $\beta \rightarrow \xi$ würden Spiral- und Rollwurzel destabilisiert. Diese Rückführungen erscheinen also nicht vorteilhaft.

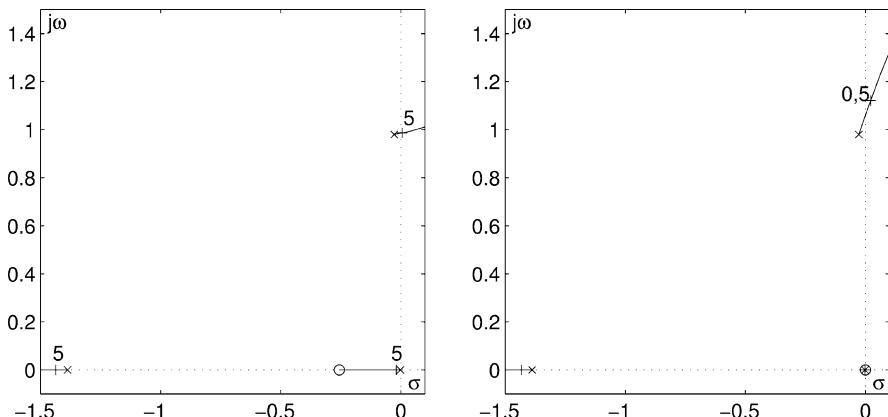


Bild 14.13 WOK'en von koppelnden Rückführungen: links: $\beta \rightarrow \xi$, rechts: $p_K \rightarrow \xi$

14.2 Basisregler für die Längsbewegung

Aufgabe des Basisreglers in der Längsbewegung ist es, die Flugeigenschaften der symmetrischen Bewegung zu verbessern und deren Abhängigkeit vom Betriebspunkt (Höhe, Machzahl, Flugzeugkonfiguration) zu reduzieren. Er hat weiterhin die Aufgabe der Trimmung, soll also die Fluglage stabilisieren und die Einflüsse unterschiedlicher Fahrt und Schwerpunktllage (Beladung) ausgleichen, vgl. hierzu Kap.3.2. Er soll drittens das Übertragungsverhalten zwischen η und α , n_z oder Θ so verbessern, daß im ganzen Flugbereich eine möglichst direkte Flugbahnsteuerung

ermöglicht wird. Die Anforderungen hierfür können leicht variieren, je nachdem, ob der Autopilot ([Kapitel 16](#)) oder der Pilot ([Kapitel 18](#)) die Bahnführung übernimmt. Der Aufgabenkatalog umfaßt also im einzelnen

- die Dämpfung von Anstellwinkelschwingung und Phygoide,
- die Modifikation der Relationen zwischen n_z und α bzw. \dot{q}_K und n_z ,
- die Reduktion des Einflusses von Parameteränderungen,
- die Störunterdrückung (Böenlastminderung), so weit mit den verfügbaren Meß- und Stellgrößen möglich,
- die Lagestabilisierung und Trimmung.

Solange keine direkte Auftriebssteuerung (DLC) eingesetzt werden kann, steht für den Basisregler der Längsbewegung nur eine Stellgröße zur Verfügung, nämlich der Höhenruderausschlag η (diese verbindet große Steuerwirksamkeit mit hoher Stellgeschwindigkeit). Daher kommt auch nur eine Regelgröße in Frage, entweder die Nickgeschwindigkeit q_K , das Lastvielfache n_z oder die Längsneigung Θ . Die übrigen Größen sind von der jeweiligen Regelgröße abhängig.

14.2.1 Nickdämpfer

Die Rückführung $q_K \rightarrow \eta$ wird meist als eigenständiger Regler unter der Bezeichnung Nickdämpfer (*pitch damper*) eingesetzt. Dieser arbeitet entsprechend Bild 14.14 als Regler in der Rückführung und wirkt (bei mechanischer Steuerung) über einen eigenen Servomotor auf ein Differentialgestänge, in welchem die Steuerkommandos von Pilot (oder Autopilot) und Dämpfer addiert werden, wie es an Hand von Bild 10.19 vorgestellt wurde. Aus Sicherheitsgründen wird der Dämpfer so einfach wie möglich aufgebaut. Seine Verstärkung wird auf den für die Dämpfungserhöhung unbedingt notwendigen Wert eingeschränkt und sein Ausgangssignal begrenzt. Aus dem gleichen Grunde wird auf die Vorgabe eines Führungssignals verzichtet (sein Sollwert ist also Null). Im Fly-by-Wire-System erfolgt die Mischung der Signale von Dämpfer und Pilot bzw. Autopilot elektrisch, daher kann

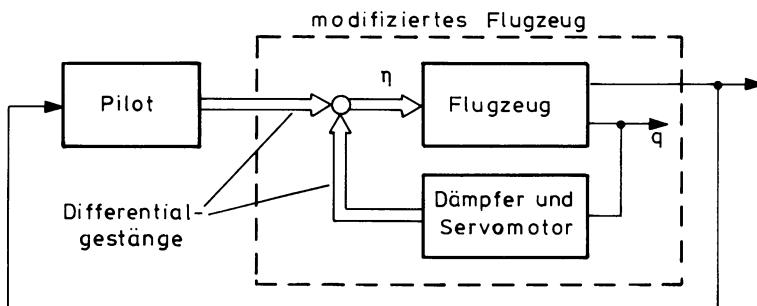


Bild 14.14 Dämpfer als untergeordneter Regler

der gesonderte Dämpfer-Servomotor entfallen. In jedem Fall wird das Bedienelement des Piloten nicht mitbewegt.

Wird der Dämpfer für sich allein betrieben, so lässt er dem Piloten Bewegungsfreiheit, um über das Steuergestänge das Flugzeug zu führen. Allerdings hat er die Eigenschaft, die Nickgeschwindigkeit zu reduzieren, da sein Sollwert q_{Kc} null ist (vgl. hierzu auch die Ausführungen zum Regler in der Rückführung in Kap.12.1.2). Das lässt sich bei Flugmanövern durch etwas größere Steuerausschläge kompensieren, und ist für den Piloten nicht hinderlich, da zur Dämpfungsverbesserung nicht mehr als 10% des Höhenruderausschlags gebraucht wird. Wird infolge der Dämpfungserhöhung die Flugzeugreaktion auf Pilotenkommandos zu träge, so ist ein Hochpaßfilter (oder ein PDT₁-Filter entsprechend Gl.14.1.1) in die $q_K \rightarrow \eta$ Regelschleife einzufügen.

Das Fehlen eines Sollwerts q_{Kc} führt auf ein weiteres Problem im Kurvenflug. Der Wendekreisel mißt nach Gl.2.3.15 den Wert

$$q_K = \cos \Phi \dot{\Theta} + \sin \Phi \cos \Theta \dot{\Psi} . \quad (14.2.1)$$

Das führt im Kurvenflug (vgl. Kap.5.4.3) bei dem in Gl.14.2.1 Θ und $\dot{\Theta}$ normalerweise klein sind, und mit

$$\dot{\Psi} = \frac{g}{V_0} \tan \Phi \quad (5.4.18)$$

zu dem stets positiven Meßsignal

$$q_K = \frac{g}{V_0} \frac{\sin^2 \Phi}{\cos \Phi} . \quad (14.2.2)$$

Das veranlaßt den Dämpfer zu einer positiven Höhenruderänderung, mit der das Flugzeug in den Sinkflug überführt wird. Bei großem Hängewinkel kann dieses Signal den Dämpfer in die Sättigung bringen. Dieser Effekt kann ebenfalls behelfsmäßig durch ein Hochpaßfilter verhindert werden. Eine direktere Maßnahme besteht aber darin, dem Dämpfer einen Sollwert nach Gl.14.2.2 vorzugeben. Diese Lösung wird in Kampfflugzeugen mit hoher Manövrierefähigkeit, aber auch in modernen digitalen Reglern für Transportflugzeuge praktiziert.

Die Auslegungskriterien für Nickdämpfer sind den Flugeigenschaftsforderungen zu entnehmen, die in Kap.11.2.1 kurz dargestellt wurden. Wesentliche Kriterien sind demnach Frequenz und Dämpfung der Anstellwinkelschwingung und die Amplitudenverhältnisse zwischen den Bewegungsgrößen \dot{q}_K , q_K und n_z , bzw. n_z und α , also Forderungen bezüglich der Nullstellenlage der betreffenden ÜF'en. Da dynamische Kriterien im Vordergrund stehen und diese meist durch Pollagen definiert sind, eignen sich zur Reglerauslegung vornehmlich Verfahren der Polgebietsvorgabe.

Durch die Dämpferrückführung können elastische Schwingungen angeregt oder sogar destabilisiert werden (Rückwirkung der Rudermomente auf Flügel und Leitwerk). Dabei spielt natürlich die Lage von B-Messern und W-Kreiseln relativ

zu Schwingungsbauch und Schwingungsknoten der elastischen Freiheitsgrade eine entscheidende Rolle. Solange ein großer frequenzmäßiger Abstand zwischen der AS und den elastischen Eigenbewegungsformen des Flugzeugs besteht, also bei genügend starrem Flugzeug, kann dieser Einfluß durch Einfügen eines Tiefpaßfilters oder einer Bandsperre (*notch filter*) in den Regelkreis unterbunden werden.

Wird das Frequenzverhältnis wesentlich kleiner als zehn, wie z. B. bei sehr großen, flexiblen Flugzeugen, so ist diese Maßnahme nicht mehr durchführbar. Es ist das Prozeßmodell um den relevanten Teil der Strukturdynamik zu erweitern und ein detaillierter Reglerentwurf für das elastische Flugzeug durchzuführen, vgl. Kap.15.2. Auch das Übertragungsverhalten des Steuergestänges und der Stellantriebe ist beim Dämpferentwurf zu berücksichtigen.

14.2.2 Anpassung eines Nickdämpfers an den Flugzustand

Am Beispiel des Nickdämpfers soll ein allgemeines Auslegungsproblem angesprochen werden: die Anpassung der Flugregler an die sich mit dem Flugbereich z. T. stark ändernden flugmechanischen Parameter, wie sie besonders bei Flugzustandsreglern nötig ist. In dem Maße, wie durch die inneren Regelschleifen das Flugzeugverhalten vereinheitlicht wird, werden für die Flugbahnsregler relativ konstante Voraussetzungen geschaffen, die eine Anpassung der äußeren Schleifen häufig überflüssig machen.

In Bild 14.15 sind die Wurzelverteilung der ÜF und die Sprungantworten der AS-Näherung von $\hat{g}_{q\eta}$ für drei Flugzustände des Kampfflugzeugs F-104 gezeigt. Es bestehen erhebliche Unterschiede im Verhalten, dieses ist in keinem der drei Fälle nach den Vorgaben von Bild 11.5 als gut zu bezeichnen.

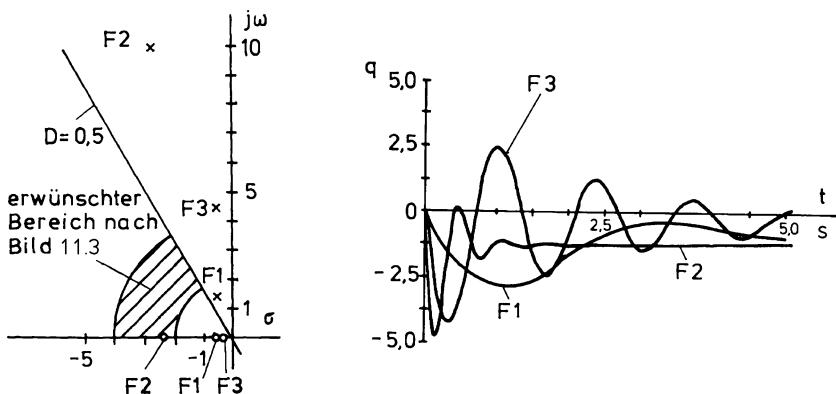


Bild 14.15 Wurzelverteilung und Sprungantworten der AS-Näherung mit F1 – Landeanflug, F2 – Schnellflug in Bodennähe, F3 – Reiseflug bei $M = 2$

Die wichtigsten Einflußgrößen sind der Staudruck und die Machzahl, wie die folgende Herleitung zeigt. Die ÜF $\widehat{g}_{q\eta}$ lautet in der AS-Näherung (mit $Z_\eta = 0$) nach Gl.8.4.5

$$\widehat{g}_{q\eta} = \frac{M_\eta(s - Z_\alpha)}{s^2 - s(M_q + Z_\alpha) + (Z_\alpha M_q - M_\alpha)} . \quad (14.2.3)$$

Die Eigenfrequenz ist näherungsweise

$$\omega_{0\text{AS}}^2 \approx -M_\alpha = -\rho/2 V_A^2 \frac{S \bar{c}}{I_y} C_{m\alpha} \quad (14.2.4)$$

und der Dämpfungsgrad (worin a und b Konstante sind)

$$D \approx -\frac{M_q + Z_\alpha}{2\sqrt{-M_\alpha}} = \sqrt{-\frac{\rho}{C_{m\alpha}}} [a(C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}) + bC_{A\alpha}] . \quad (14.2.5)$$

Die Eigenfrequenz ist proportional der Wurzel aus dem Staudruck. Der Dämpfungsgrad ist proportional $\sqrt{\rho}$, er ändert sich also hauptsächlich mit der Höhe. Das wird unter Berücksichtigung der Zahlenwerte von Tab.14.1 durch Bild 14.15 bestätigt. Der Einfluß der Machzahl schlägt sich darin nieder, daß alle Derivate von ihr abhängig sind.

Tabelle 14.1 Zahlenwerte für die Flugzustände F1 bis F3

Flugzustand	V_0 [m/s]	M	$\rho/2 V_A^2$ [N/m ²]	$C_{m\eta}/C_{m\alpha}$
F1	87,5	0,257	4694	2,28
F2	374,3	1,10	85 890	0,58
F3	590,0	2,0	39 780	1,00

Die Daten in Tabelle A.2.1 eingesetzt in die Ersatzgrößen nach Anhang A.1 ergibt, daß in allen drei Fällen $Z_\alpha M_q$ gegenüber M_α zu vernachlässigen ist, so daß für den Stationärwert der Sprungantwort von $\widehat{g}_{q\eta}$ näherungsweise gilt

$$\widehat{g}_{q\eta}|_{s \rightarrow 0} \approx \frac{M_\eta Z_\alpha}{M_\alpha} = -C_{m\eta} \frac{\rho V_0 S}{2m} \frac{C_{A\alpha}}{C_{m\alpha}} \sim \frac{\bar{c}}{x_N} . \quad (14.2.6)$$

Dieser Stationärwert, der für die Regelkreisverstärkung maßgebend ist, ist eine Funktion des Verhältnisses $C_{m\eta}/C_{m\alpha}$ (und damit des Abstandes Schwerpunkt - Flugzeugneutralpunkt x_N des Auftriebsanstiegs $C_{A\alpha}$, der Dichte ρ und der Fahrt.

Bild 14.16 zeigt die Wurzelortskurven für eine proportionale Rückführung $k_{\eta q}$ für die drei Flugzustände. Mit einer festen Rückführverstärkung $k_{\eta q} = 0,2$ ist der Dämpfungsgrad zwar in allen drei Flugzuständen günstig, die Eigenfrequenzen

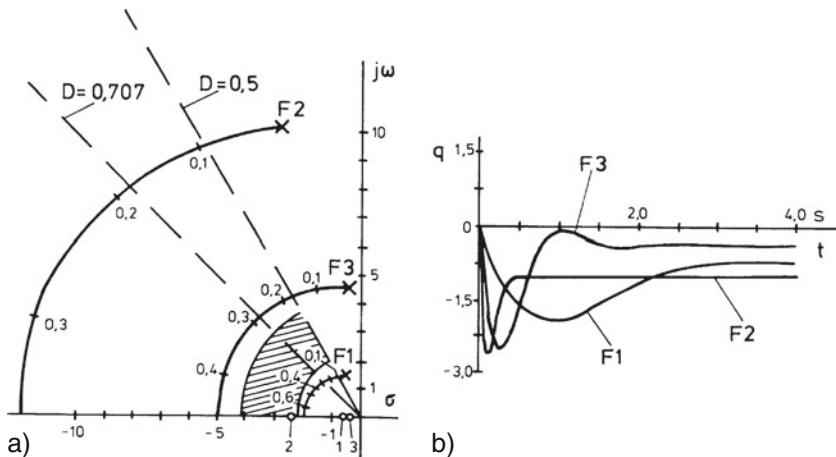


Bild 14.16 Wirkung einer festen Rückführung $\eta = k_{\eta q} q_K$. a) Wurzelortskurven, b) Sprungantworten für $k_{\eta q} = 0,2$

liegen aber sehr weit auseinander. Ein besseres Ergebnis kann durch Einfügen eines PDT₁-Filters

$$\hat{k}_{\eta q}(s) = k_{\eta q} \frac{1 + T_D s}{1 + T_1 s} \quad (14.2.7)$$

erreicht werden. In Bild 14.17 sind die WOK'en für einen solchen Regler gezeigt, dessen Parameter nach Tab.14.2 so an den Flugzustand angepaßt werden, daß die Pole stets innerhalb der gewünschten Bereiche liegen.

In Bild 14.18 sind die drei Faktoren über dem Staudruck \bar{q} dargestellt. Hiernach erscheint es sinnvoll, sie als Funktion des Staudrucks zu verstehen. Häufig verwendet man aber statt dessen den Gesamtdruck \bar{p}_t zur Parameterverstellung, um auch

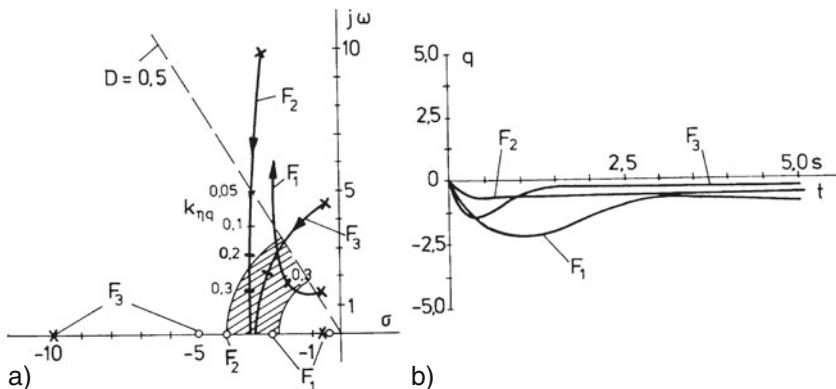
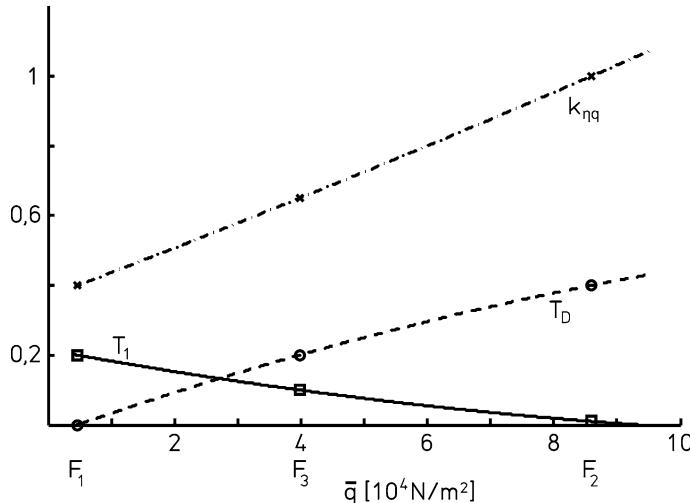


Bild 14.17 Wurzelortskurven und Sprungantworten für einen flugzustandsabhängigen Regler

Tabelle 14.2 Reglerkonstanten

	F1	F2	F3
$k_{\eta q}$	0,4	1,0	0,65
T_D	0	0,4	0,2
T_1	0,2	0,01	0,1

**Bild 14.18** Abhängigkeit der Reglerparameter vom Staudruck

den in Gl.14.2.5 gezeigten Dichteinfluß zu korrigieren und gleichzeitig den in \bar{p}_{stat} enthaltenen Einbaufehler zu umgehen.

Da eine Staudruckanpassung (*gain scheduling*) wesentlich einfacher und dadurch zuverlässiger ist als ein selbstadaptiver Regler und damit ein brauchbares Ergebnis erzielt werden kann, beschränkt man sich in den meisten Fällen auf diese Maßnahme.

14.2.3 Maßnahmen zur Störunterdrückung

Die Hauptstörgrößen im Flugzeug sind Wind und Turbulenz (vgl. [Kapitel 4](#)). Sie beeinflussen direkt den Kraft- und Momentenhaushalt und rufen dadurch translatorische und rotatorische Beschleunigungen hervor, die für Pilot und Passagiere unangenehm sind und die Flugzeugstruktur belasten. Die Abminderung dieser Böenlasten ist eine wesentliche Aufgabe der Flugregelung. Bei der Lösung dieser Aufgabe muß man sich zunächst entscheiden, auf welche Variablen sich die Böenlastminde rung beziehen soll. Der Störeinfluß kann nur entweder in den aerodynamischen Größen oder in den Inertialgrößen vollständig unterdrückt werden. Wegen der Beziehungen

$$V_A = V_K - u_{Wk} \quad (1.3.10)$$

$$\alpha = \Theta - \gamma - \alpha_W \quad (1.3.1)$$

wirkt sich z. B. bei harter Regelung von V_A und α der Störeinfluß voll in den Größen V_K , Θ und γ aus. Hohe Linearbeschleunigungen \dot{V}_K und $a_z = -V_0\dot{\gamma}$ sowie hohe Drehgeschwindigkeit $q_K = \Theta$ wären die Folge.

Ziel des Reglerentwurfs ist im allgemeinen eine gute Führung der Größen V_A und γ (bzw. H) und eine Reduzierung des Böeneinflusses auf die translatorische und rotatorische Beschleunigung des Flugzeugs, da letztere Pilot und Passagiere stark beanspruchen. Auch die Reaktion der Drehgeschwindigkeit auf Böigkeit sollte möglichst reduziert werden. Zwischen diesen beiden Forderungen muß immer ein Kompromiß gefunden werden, wobei es naheliegt, im höherfrequenten Bereich die Störwirkung auf Beschleunigung und Drehgeschwindigkeit auszuregeln und im niedrfrequenten Bereich das Schwergewicht auf gute Bahnführung und Fahrthaltung zu legen. Da die Aufgabe des Basisreglers hauptsächlich darin besteht, den Einfluß von Böigkeit zu vermindern, kann in diesem Abschnitt zunächst die Unterdrückung stationärer Störungen (z. B. durch Windscherung) ausgeklammert werden.

Die Reaktion des Flugzeugs auf Störsignale wurde in [Kap.8.5.4](#) eingehend behandelt, sie ist an den SFD'en der Bilder [14.1](#) und [14.5](#) abzuschätzen. Die größte Wirksamkeit der Störunterdrückung wird sicher eine Regelschleife haben, die eine möglichst unverzögerte Information über die Störung verwertet und in unmittelbarer Nähe des Störeingriffs eine kompensierende Gegenkraft erzeugt. Diese pragmatische Überlegung liefert folgende Regel:

Es ist diejenige Zustandsgröße zu messen, die als erste eine Böenreaktion enthält und auf diejenige Stellgröße zurückzuführen, die diese Zustandsgröße unmittelbar ansteuert.

Nach Aussage der Bilder [14.1](#) und [14.5](#) bestehen dazu in der Längsbewegung die drei Möglichkeiten

$$q_K \rightarrow \eta , \quad \alpha \rightarrow \kappa(\Delta_Z) \quad \text{und} \quad V_A \rightarrow \delta_F ,$$

worin α und V_A auch durch die Beschleunigungsmessersignale b_x und b_z ersetzt werden können. Die Messung der Drehbeschleunigung \dot{q}_K würde eine weitere Verbesserung bringen. Alle drei Möglichkeiten betreffen die Rückführung über einen einzigen Integrator, durch die nach [Kap.12.1.3](#)

- die Dämpfung vergrößert, also Resonanzspitzen abgebaut werden,
- der dynamische Regelfaktor verbessert und damit der Störeinfluß ganz allgemein reduziert wird.

Die in [Kap.14.1](#) eingeführten Rückführungen zur Dämpfungserhöhung erweisen sich also auch als die idealen Rückführungen zur Böenlastminderung. Bild [14.19](#) zeigt die Wirkung der Rückführungen $q_K \rightarrow \eta$ und $\alpha \rightarrow \kappa$ an Hand von Bode-diagrammen für ein Jagdflugzeug. Durch $q_K \rightarrow \eta$ wird die Resonanzüberhöhung im Bereich der AS beseitigt, bei mittlerer Frequenz aber der Frequenzgang der Beschleunigung b_z stark angehoben. Mit η als einziger Stellgröße kann die Störwirkung nicht vollständig kompensiert werden, sie wird in einen anderen Freiheitsgrad

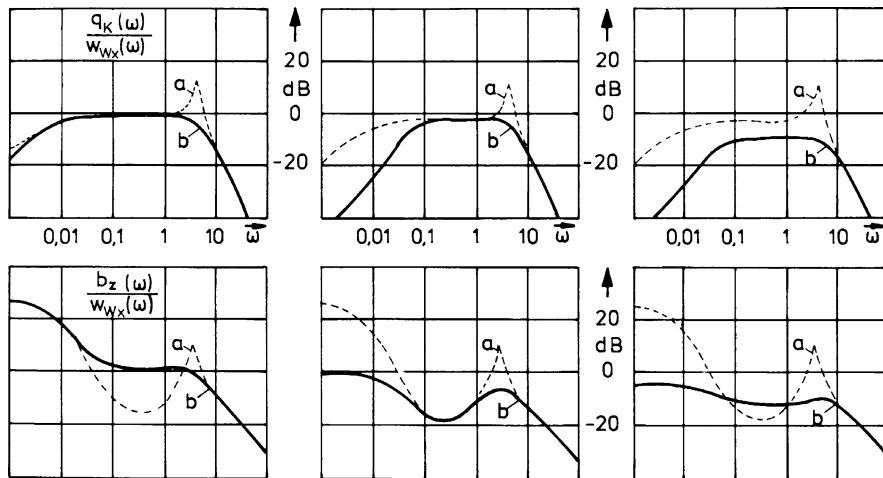


Bild 14.19 Bodediagramm zum Einfluß von Rückführungen auf das Störverhalten
(Flugzustand F3 mit der Annahme $Z_k = -100$)
a) ohne Regelung,
b) mit Regelung. Linke Spalte: $\eta = +0,3q_K$, mittlere Spalte:
 $\delta_z = +35\alpha$, rechte Spalte: $\eta = +0,15q_K; \delta_z = +25\alpha$

verlagert. Die Rückführung $\alpha \rightarrow \kappa$ kompensiert den Böeneinfluß direkt am Flügel, woraus eine gute Absenkung von q_K und b_z im gesamten Frequenzbereich resultiert. Die rechte Spalte von Bild 14.19 zeigt schließlich, daß eine weitere Verbesserung durch Kombination beider Rückführungen möglich ist. Zu allen drei Beispielen wurde der Regler für einen Dämpfungsgrad von $D = 0,7$ ausgelegt.

Die Wirksamkeit eines Dämpfers zur Böenlastminderung ist auf die Freiheitsgrade des starren Flugzeugs begrenzt; bei der bisherigen Diskussion wurden ja nur diese betrachtet. Die Wirkung des Dämpfers wird weiter eingeschränkt durch folgende Tatsachen:

1. Er ist aus Sicherheitsgründen so einfach wie möglich aufgebaut und verbindet nur eine Meßgröße mit einer Stellgröße.
2. Er wirkt relativ indirekt über das Steuergestänge durch einen Stellmotor geringer Bandbreite. Seine Stellamplituden werden aus Sicherheitsgründen begrenzt.
3. Es handelt sich um einen Regler in der Rückführung ohne Führungsgröße. Seine Verstärkung muß klein bleiben, da sonst das Führungsverhalten (Manövriertfähigkeit) des Flugzeugs verschlechtert wird, sie ist gerade so groß, wie zur Dämpfungsverbesserung nötig.

Eine höhere Wirksamkeit kann erzielt werden durch zusätzliche und wirksamere Stellgrößen, durch direkt wirkende Stellantriebe höherer Bandbreite und durch genauere Modellierung des Windeinflusses und seiner Kompensation. Bei elektrischer Steuerung entfällt außerdem der begrenzende Einfluß des Gestänges. In dieser Weise verbesserte Regler werden in Kap.15.2 näher ausgeführt.

14.2.4 Nick-Lageregelung

Für Piloten ist der Längsneigungswinkel eine selbstverständliche Regelgröße, da sie diese auch ohne Instrumente am Horizont sehr genau messen können und Θ als Steuergröße sowohl für Bahn- als auch für Fahrtänderungen einsetzen. Der Bahnwinkel wäre zwar vom Standpunkt der Höhenführung die direktere Regelgröße, dieser ist aber für den Piloten „unsichtbar“. In konventionellen Anzeigesystemen erhält er nur eine indirekte Information über den Bahnwinkel durch Anzeige der Sinkgeschwindigkeit \dot{H} . Die Relation zwischen \dot{H} und γ ist aber von der Bahngegeschwindigkeit V_K abhängig.

Die Grund-Betriebsart konventioneller Autopiloten ist daher ein Lageregler, dieser ist gleichzeitig Basisregler für alle weiteren Betriebsarten. In einigen neueren Flugregelungssystemen wird der Bahnwinkel angezeigt, z. B. durch Abbildung der Richtung des Fluggeschwindigkeitsvektors, vgl. Kap.18.1.2. Parallel dazu wird γ auch als Basis-Regelgröße eingeführt (Boeing 777).

Den prinzipiellen Aufbau eines Nicklagereglers zeigt Bild 14.20. Dieser wird in zweifacher Weise eingesetzt:

1. Als selbständiger Regler, durch den der Flugzustand stabilisiert wird. Der Sollwert wird dabei vom Piloten über eine Einstellung am Reglerbediengerät vorgegeben.
2. Als Basisregler für die äußeren Regelschleifen der Fahrt- und Höhenregelung. Hierbei wird der Sollwert Θ_c kontinuierlich durch die äußeren Regelschleifen vorgegeben, vgl. Kap.16.1.

Für die Diskussion des Lagereglers kann die Näherung von Gl.1.3.19 und 1.3.20 und von Bild 1.20 herangezogen werden. Besser ist es aber, die vollständige Zustandsgleichung vierter Ordnung nach Gl.7.3.37 zu verwenden. Die Wirkung einer Rückführung $\Theta \rightarrow \eta$ auf das Eigenverhalten wurde in Bild 14.3 rechts gezeigt. Sie

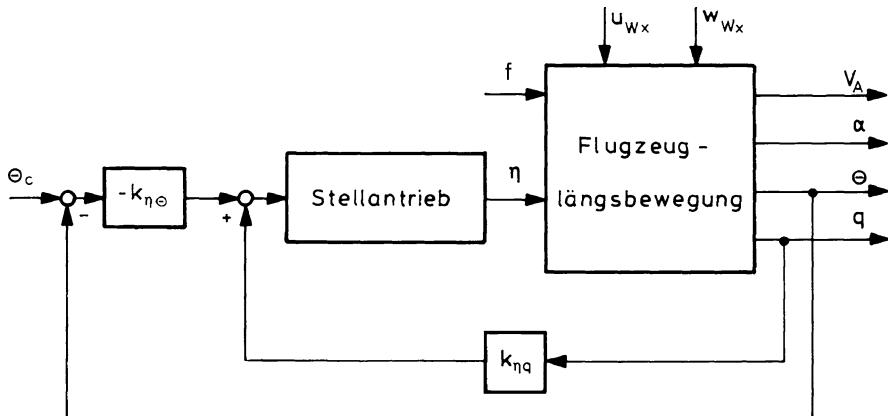


Bild 14.20 Basisregler in der Längsbewegung

führt der Phygoide Dämpfung zu auf Kosten der AS-Dämpfung und kann daher als Einzelrückführung nur verwendet werden, solange die natürliche Dämpfung der AS groß genug ist. Im allgemeinen wird aber der Nicklageregler auf der Dämpferrückführung aufgebaut. Von den vier Zustandsgrößen der Längsbewegung sind dann nur zwei zurückgeführt, was bedeutet, daß zwar die Dämpfung beider Eigenbewegungsformen ausreichend erhöht, aber keine beliebige Polvorgabe vorgenommen werden kann. Bild 14.21 zeigt die WOK für eine gemeinsame Rückführung von Θ und q_K für ein typisches Transportflugzeug.

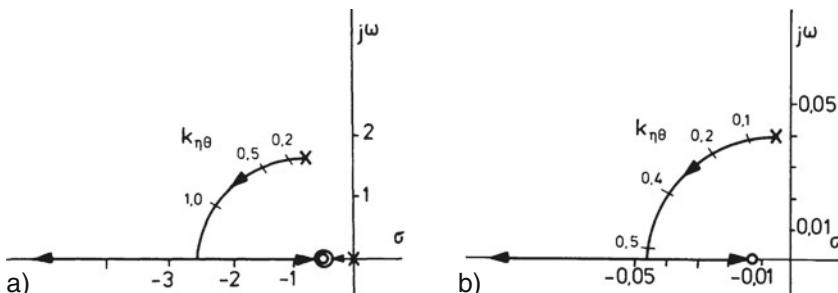


Bild 14.21 Wurzelortskurven für die Rückführung $\eta = k_{\eta\Theta}(\Theta + 2q_K)$ a) Anstellwinkelpole,
b) Phygoidepole

Mit der Rückführung der beiden Meßgrößen q_K und Θ auf eine einzige Stellgröße können die drei Aufgaben

- Verbesserung der Eigendämpfung von AS und Phygoide,
- Störunterdrückung und
- Lagestabilisierung

zwar nicht in idealer Weise, aber doch ausreichend gut erfüllt werden. Das bedeutet, daß mit einem nach seiner Grundstruktur recht einfachen Regler eine gute Basis für die zur Bahnregelung nötigen äußeren Regelschleifen geschaffen werden kann. Die Zusatzforderungen nach einfacher und damit zuverlässiger technischer Realisierung haben dazu geführt, daß man sich im Normalfall auf diese beiden Basis-Regelschleifen beschränkt.

14.2.5 Längs-Trimmung

Die Nickmomentengleichung für das stationäre Gleichgewicht (vgl. Gl.7.3.37, 3.Zeile)

$$M_\alpha \alpha + M_u V_A + M_f f + M_k \kappa + M_\eta \eta = 0 \quad (14.2.8)$$

zeigt, daß der Nickmomentenhaushalt durch Abweichung von Fahrt (Machzahl), Anstellwinkel, Schub und Klappenstellung vom Arbeitspunkt gestört wird. Wenn der Pilot oder der Autopilot einen neuen stationären Flugzustand erfliegen will, z.B. eine höhere Fluggeschwindigkeit bei geringerem Anstellwinkel, muß er in den Nickmomentenhaushalt eingreifen. Das geschieht langfristig mit einem konstanten Höhenruderausschlag η , der sich aus der Nickmomentengleichung Gl.14.28 berechnen läßt. Damit der Pilot oder der Autopilot die zum Höhenruderausschlag gehörende Kraft nicht über einen längeren Zeitraum aufbringen muß, wird die Höhenruder-Steuerung kraftfrei getrimmt. Das geschieht beispielsweise durch Ändern des Flossenwinkels i_H . Ebenso ist es unter Gesichtspunkten der Sicherheit nicht zulässig, daß der Stellmotor des Lagereglers diesen ständigen Ausschlag und damit auch die Ruderlast übernimmt. Beim Abschalten bzw. bei Ausfall des Reglers würde ein unzulässig großer Stellausschlag erzeugt. Ebenso muß verhindert werden, daß das Höhenruder an seine Ausschlagsbegrenzung gerät. Es muß immer genügend Stellbereich vorhanden sein, um die höherfrequenten Regelsignale zur Stabilisierung und Störunterdrückung übertragen zu können.

Wird der Ausschlag des Regler-Stellmotors aufintegriert und dieses Signal dem Trimm-Stellantrieb zugeführt, so übernimmt dieser die niederfrequenten Regelsignale zur Führung, zur Arbeitspunktverschiebung, und zum Ausgleich stationärer Störungen. Wird das Trimmruder (z. B. die Höhenflosse) über ein rückwirkungsfreies Getriebe angesteuert, so bleibt der Ausschlag bei Wegfall des Stellsignals bestehen. Die Integration kann auch direkt im Trimm-Stellmotor erfolgen. Bild 14.22 zeigt im Prinzip das Zusammenwirken von Lageregler und Trimmung. Die jetzt parallel arbeitenden Stellantriebe geben dem Lageregler eine proportional-integrierende Wirkung. Das muß selbstverständlich bei der Auslegung des Lagereglers berücksichtigt werden.

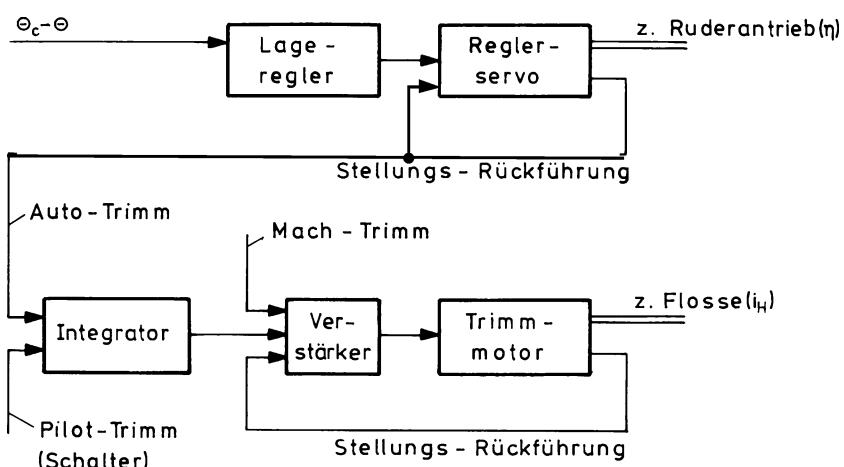


Bild 14.22 Zusammenwirken von Lageregler und Trimmsystem (vgl. Bild 10.21)

Die Anpassung an den wechselnden Betriebsbereich kann dadurch weiter verbessert werden, daß außer dem integrierten Höhenrudersignal nach Gl.14.2.8 auch der Klappenwinkel κ auf den Trimm-Stellantrieb aufgeschaltet und der Pilot von dieser koordinierenden Tätigkeit entlastet wird. Durch Rückführung der Machzahl auf das Trimmsystem wird schließlich die Abhängigkeit des Längsmoments von der Neutralpunktverschiebung bei höherer Machzahl ausgeglichen (*Mach-trim*).

Der (integrierende) Trimmregler ist im Gegensatz zum Lageregler ein sicherheitskritisches Bauteil. Fällt er z. B. mit einem Hartlagesignal aus, so kann die Höhenflosse an ihren Anschlag laufen und einen unkontrollierbaren Flugzustand erzeugen. Deshalb wird die Laufgeschwindigkeit des Trimmreglerausgangs begrenzt, um dem Piloten die Möglichkeit zu geben, den Trimmregler rechtzeitig abzuschalten und das Flugzeug zu stabilisieren. Dagegen kommt der Lageregler mit relativ kleinen Stellausschlägen aus, diese können also in ihrer Amplitude begrenzt werden, vgl. hierzu Kap.10.3.5, Bild 10.23. Aus diesen Gründen gelten für den Trimmregler wesentlich höhere Sicherheitsanforderungen als für den Lageregler. Er ist vielfach noch ein eigenständiger Regler, der unabhängig vom Lageregler betrieben wird, obwohl er vom Regelungstechnischen Standpunkt mit diesem zusammen die Rolle eines PI-Reglers übernimmt.

14.3 Basisregler für die Seitenbewegung

Entsprechend dem Vorgehen in der Längsbewegung ist es hier das Ziel, innere Regelschleifen zu definieren, die als Basisregler für die Bahnführung dienen und dazu folgende Aufgaben erfüllen:

- Verbesserung der Eigendämpfung, insbesondere der Taumelschwingung, Stabilisierung der Spiralbewegung, so wie allgemein die Modifizierung des Eigenverhaltens im Sinne der Flugeigenschaftsforderungen und als Voraussetzung für äußere Regelschleifen,
- Abminderung der Störeinflüsse, vor allem von Böen,
- Stabilisieren der Fluglage bzw. Führen des Hängewinkels Φ als Steuergröße für die Flugbahn,
- Unterdrückung des Schiebens im Kurvenflug (Kurvenkoordinierung).

Der Basisregler in der Seitenbewegung ist entsprechend seinem breiten Aufgabenspektrum relativ aufwendig. Die Reglerstruktur muß daher so weit wie möglich eingeschränkt werden. Hierzu wurden in Kap.14.1 die wirksamsten Regelschleifen ermittelt. Auch bei der folgenden Betrachtung werden, wie im vorhergehenden Kapitel, die Stelldynamik und die elastischen Freiheitsgrade vernachlässigt.

Da in der Seitenbewegung häufigere und schneller ablaufende Bahnänderungen nötig sind als in der Längsbewegung, ist das Bahnführungsverhalten hier sehr viel direkter abhängig von dem durch den Basisregler erzeugten Verhalten (Zeitkonstanten, Steuerempfindlichkeit usw.). Für die Seitenbewegung gilt ganz besonders, daß

die Aufgabe der inneren Regelschleifen darin besteht, zur Entlastung des Piloten und zur Vereinfachung der äußeren Regelschleifen die Linearität des Systems zu verbessern und seine „effektive Ordnung“ zu reduzieren.

14.3.1 Gierdämpfer

Die Rückführung der Giergeschwindigkeit auf das Seitenruder wird unter dem Namen Gierdämpfer (*yaw damper*) auch als selbständiger Regler zur Unterstützung des Piloten eingesetzt. Da allgemein in modernen Hochleistungs- und Strahlverkehrsflugzeugen die Taumelschwingung schwach gedämpft ist, ist der Gierdämpfer normalerweise zur Erfüllung der geforderten Flugeigenschaften nötig und deshalb ständig in Betrieb. Er muß deshalb höchsten Sicherheitsanforderungen genügen. Häufig ist seine sichere Funktion Voraussetzung für die Flugzulassung (erstmals in der Lockheed L 1011).

Wie der Nickdämpfer ist ein konventioneller Gierdämpfer ein untergeordneter Regler ohne Führungsgröße, d. h. sein Sollwert r_{Kc} ist null. Entsprechend Bild 10.19 arbeitet er parallel zum Piloten über ein Differentialgestänge (vgl. Kap.10.3.2) und läßt dem Piloten Bewegungsfreiheit zur Bahnführung.

Auf Grund dieser Anordnung werden durch die Rückführung $r_K \rightarrow \zeta$ aber nicht nur unerwünschte Gierschwingungen unterdrückt, sondern auch jede länger andauernde Giergeschwindigkeit, so daß der Kurven- und Manöverflug behindert wird. Diese Eigenschaft des Gierdämpfers muß auf jeden Fall beseitigt werden, da für das Ein- und Ausleiten von Kurven eine hohe Beweglichkeit (schnelle Flugzeugreaktion) verlangt werden muß. Dazu gibt es zwei Möglichkeiten:

1. Sollwertvorgabe

Es wird dem Gierdämpfer im Kurvenflug ein Sollwert r_{Kc} vorgegeben. Nach Gl.2.3.15 gilt

$$r_K = -\sin \Phi \dot{\Theta} + \cos \Phi \cos \Theta \dot{\Psi} . \quad (14.3.1)$$

Wird hierin die Bedingung für den Kurvenflug eingesetzt ($b_y = 0$),

$$\dot{\Psi} = \frac{g}{V_0} \tan \Phi , \quad (5.4.18)$$

so lautet mit $\Theta = \text{const.}$ und klein der Sollwert für die Giergeschwindigkeit

$$r_{Kc} = \frac{g}{V_0} \cos \Theta \sin \Phi_c \approx \frac{g}{V_0} \sin \Phi_c . \quad (14.3.2)$$

Dieser kann direkt aus dem Sollwert Φ_c des Querlagereglers errechnet werden. Diese Querverbindung Lageregler-Gierdämpfer wird aber erst realisierbar, wenn beide den gleichen hohen Sicherheitsanforderungen genügen. Im allgemeinen wird aus Sicherheitsgründen der Gierdämpfer so einfach wie möglich aufgebaut und

daher auf eine Sollwertgenerierung verzichtet. In diesem Fall bietet sich eine zweite Möglichkeit an:

2. Hochpaßfilter

Die Giergeschwindigkeit wird über ein Hochpaßfilter auf das Seitenruder zurückgeführt wie in Bild 14.23, so daß der Gerdämpfer bezüglich stationärer Signale unwirksam wird. Hierbei ist ein Kompromiß zu schließen zwischen ausreichender Dämpfungsverbesserung und möglichst guter Manövriertfähigkeit beim Einleiten einer Kurve. Die WOK'en in Bild 14.24 zeigen die Wirkung einer Rückführung mit Hochpaßfilter

$$\hat{k}_{\zeta r}(s) = k_{\zeta r} \frac{sT}{1+sT} . \quad (14.3.3)$$

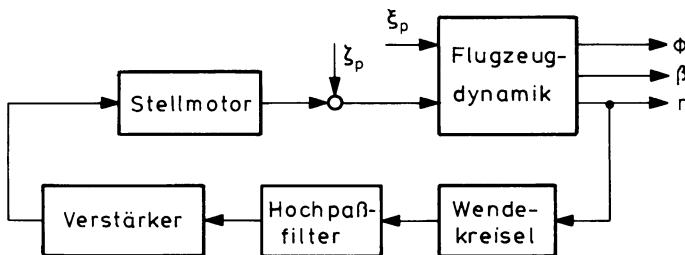


Bild 14.23 Gerdämpfer mit Hochpaßfilter, Index P: Piloteneingabe

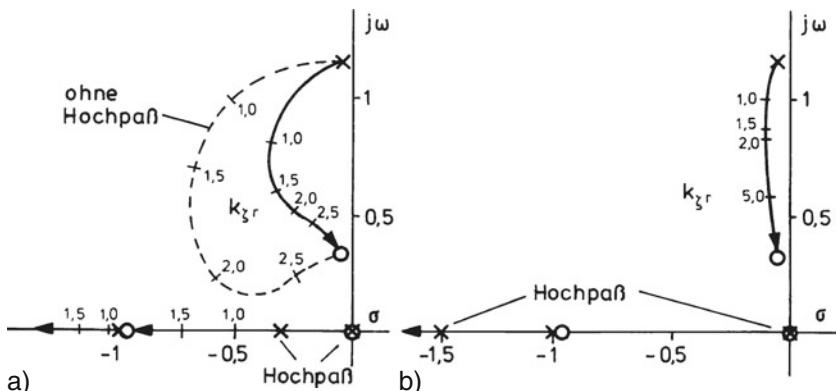


Bild 14.24 WOK des Gerdämpfers mit Hochpaßfilter; a) richtig dimensioniert,
b) zu kleine Zeitkonstante

Bei richtiger Auslegung des Filters wie in Bild 14.24a wird die TS noch genügend gedämpft. Wird zu scharf differenziert (kleinere Zeitkonstante), so ist das nicht mehr der Fall. In Bild 14.24b läuft die WOK etwa parallel zur Stabilitätsgrenze. Ein Nachteil der Einführung eines Hochpaßfilters ist, daß die Spiralwurzel wegen

der Nullstelle des Filters nicht stabilisiert werden kann. Diese Aufgabe muß dann allein vom Querlageregler übernommen werden. In einigen Reglern werden diese Schwierigkeiten durch Rückführung von $\dot{\beta}$ anstelle von r_K umgangen. Wie aus dem SFD von Bild 14.8 hervorgeht, kann damit ebenfalls eine Dämpfung der TS erzielt werden.

14.3.2 Kurvenkoordinierung

Die Querbeschleunigung im Kurvenflug ist nach Gl.7.1.10 und 9.3.3

$$b_y = Y_\beta V_0 \beta + Y_\zeta V_0 \zeta = V_K r_K - g \sin \Phi . \quad (14.3.4)$$

Diese für Pilot und Passagiere unangenehme Beschleunigung wird klein, wenn der Schiebewinkel null ist. Sie ist dann nur noch vom Seitenruderausschlag abhängig, wobei $Y_\zeta < Y_\beta$. Mit $\beta = 0$ wird gleichzeitig eine nachteilige Beeinflussung der Strömungsverhältnisse am Flugzeug (Auftriebsverlust und Widerstandserhöhung) vermieden: der Flugzustand ist dann „aerodynamisch sauber“. Ein Regler muß daher in jedem Fall in der Lage sein, einen schiebefreien Kurvenflug entsprechend Gl.5.4.17 durchzuführen. Die für diesen Fall nötigen stationären Stellausschläge folgen aus den Gln.5.4.12, 5.4.18 und 5.4.20 mit $\beta = 0$ unter Einsetzen der aerodynamischen Momente zu

$$\xi = -\frac{g}{V_K} \frac{L_r N_\zeta - L_\zeta N_r}{L_\xi N_\zeta - L_\zeta N_\xi} \sin \Phi \quad (14.3.5)$$

$$\zeta = -\frac{g}{V_K} \frac{L_r N_\xi - L_\xi N_r}{L_\xi N_\zeta - L_\zeta N_\xi} \sin \Phi . \quad (14.3.6)$$

Es sind also Quer- und Seitenruder koordiniert zueinander auszuschlagen, im stationären Kurvenflug sind bei üblicher Fluggeschwindigkeit beide Ausschläge klein. Zum Einleiten einer Kurve ist das Querruder das primäre Stellorgan. Das Seitenruder wird unterstützend eingesetzt, um den auftretenden Schiebewinkel zu minimieren.

Für die Kurvenkoordinierung gibt es grundsätzlich vier Möglichkeiten:

- 1) Reduzieren des Schiebewinkels durch die Rückführung $\beta \rightarrow \zeta$.
- 2) Reduzieren der Querbeschleunigung durch die Rückführung $b_y \rightarrow \zeta$.
- 3) Steuerung des Seitenruders als Funktion des Querruders nach einem aus Gl.14.3.5 und 14.3.6 abgeleiteten Gesetz, das allerdings für das Einleiten einer Kurve durch einen geeigneten Gleichungsansatz zu erweitern ist. Diese Möglichkeit ist als Steuerung sehr parameterempfindlich, trotzdem wird sie vielfach, sogar in mechanischer Form eingesetzt.
- 4) Steuerung der Giergeschwindigkeit als Funktion des Hängewinkels nach Gl.14.3.2. Dieses ist die konsequenteste Maßnahme, die allerdings den Gierregler verkompliziert. Sie wird in Fly-by-Wire-Systemen realisiert.

Aus den genannten Gründen werden in konventionellen Reglern am häufigsten die Versionen 1 und 2, manchmal sogar gemeinsam verwendet. Hierbei ist allerdings zu beachten, daß wegen Gl.14.3.4 bei $\beta \rightarrow \zeta$ die Querbeschleunigung und bei $b_y \rightarrow \zeta$ der Schiebewinkel nicht null wird.

14.3.3 Kurvenkompensation

Auch der Regler der Längsbewegung muß im Kurvenflug unterstützend eingreifen. Soll das Flugzeug in der Kurve nicht sinken, so muß die Vertikalkomponente des Auftriebes stets das Gewicht ausgleichen. Aus Gl.1.2.11 folgt die Bedingung

$$A = \frac{mg}{\cos \Phi} \approx mg \left(1 + \frac{1}{2} \Phi^2 \right). \quad (14.3.7)$$

Das bedeutet, daß der Auftrieb in der Kurve als Funktion des Hängewinkels Φ vergrößert werden muß. Ein Regler für Höhe oder Sinkgeschwindigkeit würde ein Abweichen vom Sollwert zwar auf die Dauer durch Erhöhen des Auftriebs ausgleichen. Allerdings greift er wegen der nur langsam einsetzenden Höhenänderung zu spät ein und läßt zu große Regelabweichungen zu. Um das zu verhindern, wird im Regler eine Querverbindung geschaffen, mit der das Höhenruder direkt als Funktion des Hängewinkels zur Auftriebsänderung gesteuert wird. Diese Querverbindung wird als „Kurvenkompensation“ bezeichnet. Hiermit wird aber nur der quasistatische Anteil kompensiert, sodaß beim Ein- und Ausleiten einer Kurve kleine Höhenabweichungen in Kauf genommen werden müssen.

14.3.4 Maßnahmen zur Störunterdrückung

Aus der Diskussion des Böeneinflusses in Kap.8.5.4, den Überlegungen von Kap.14.2.3 und den SFD'en der Bilder 14.8 und 14.10 ergeben sich als wirksamste Rückführungen zur Störunterdrückung in der Seitenbewegung

$$r_K \rightarrow \zeta, \quad \beta \rightarrow \Delta_Y \quad \text{und} \quad p_K \rightarrow \xi.$$

Auch diese sind identisch mit den Dämpfer-Rückführungen. Analog zur Diskussion der Störreduktion in q_K und b_z an Hand von Bild 14.19 läßt sich auch hier der Störeinfluß auf die rotatorische und die translatorische Bewegung nicht gleichzeitig unterdrücken. Die Winkelbeziehung der Seitenbewegung lautet

$$\chi = \Psi + \beta + \beta_W. \quad (2.2.23a)$$

Wird diese differenziert, so gilt bei kleinem Hängewinkel Φ mit den entsprechenden Ausdrücken aus Gl.7.1.5, 7.1.16, 7.2.13 und 7.2.14

$$\frac{b_y}{V_K} - r_K - \dot{\beta} = v_{Wx} \frac{V_K}{V_A} - \frac{\Phi g}{V_K} \approx v_{Wx}. \quad (14.3.8)$$

Diese Gleichung sagt aus, daß im Geradeausflug bei Seitenwindböen nur die Summe aus Querbeschleunigungs- und Giergeschwindigkeitsreaktion reduziert werden kann. Durch gleichzeitige Rückführung von r_K und β auf das Seitenruder (Dämpfer plus Kurvenkoordinierung) wird ein entsprechender Kompromiß erzielt. Für eine weitere Verbesserung muß eine zusätzliche Stellgröße eingesetzt werden, die eine direkte Seitenkraft Δ_Y (*direct side force control, DSFC*) erzeugt.

Bild 14.25 zeigt den Einfluß einer Dämpferrückführung $r_K \rightarrow \zeta$ auf das Störverhalten. Sie wirkt sich auf Gier- und Rollfreiheitsgrade aus und modifiziert die Reaktion sowohl auf Rollböen (w_{WY}) als auch auf Gierbögen (v_{Wx}). Im Bereich der TS-Resonanz bewirkt die Dämpfungserhöhung in allen Fällen eine Amplitudenabsenkung. Die Verringerung der Störwirkung in r_K (im unteren Frequenzbereich) wird aber durch eine starke Anhebung der Amplituden von b_y im mittleren Frequenzbereich erkauft. Die unterschiedliche Wirkung auf die verschiedenen Zustandsgrößen läßt sich nach Kap.12.2.2 durch die Modifizierung der Zählernullstellen in den Übertragungswegen zu b_y und p_K erklären. Auch für die Seitenbewegung gilt, daß die Wirksamkeit des Basisreglers zur Böenlastminderung eingeschränkt ist auf die Starrkörperfreiheitsgrade und begrenzt wird durch die Reglerstruktur, die Stellsysteme und die Unzulänglichkeiten des verwendeten Prozeßmodells. Wesentliche Verbesserungen sind nur durch eine Ausweitung aller drei Punkte im Sinne von Kap.15.2 zu erzielen. Bei Großflugzeugen (z. B. Boeing 747) werden durch Seitenwindböen nicht nur die TS, sondern auch die erste Rumpfbiegeschwingung angeregt (*fish tailing*). Das hat starke Auswirkungen auf den Passagierkomfort und muß durch zusätzliche Regelungsmaßnahmen abgemindert werden.

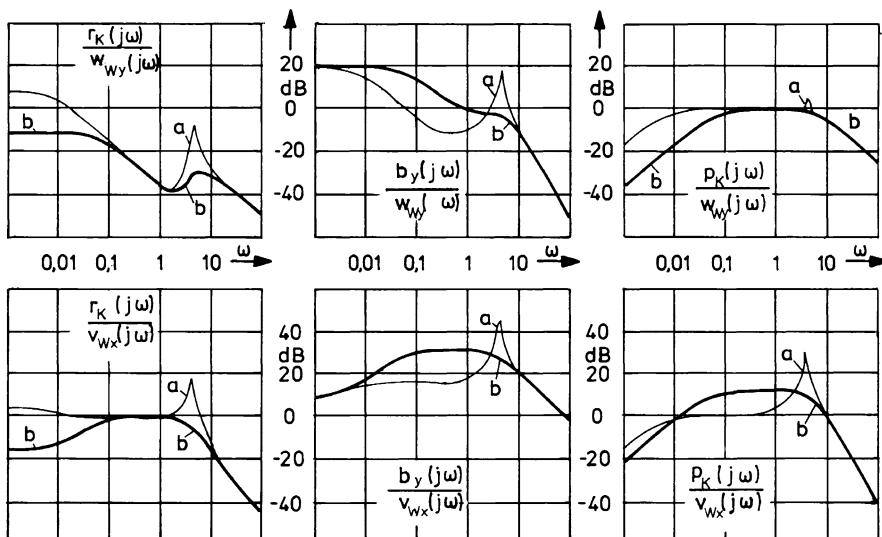


Bild 14.25 Bodediagramm zum Einfluß der Rückführung $\zeta = 1,5 r_K$ auf das Störverhalten (Flugzustand F3); a) ohne Regelung, b) mit Regelung

14.3.5 Roll-Lageregelung

Eine Roll-Lageregelung ist der Basisregler für jede Art von Bahnregelung in der Seitenbewegung, denn

- ein Schwenken des Auftriebsvektors mit Hilfe des Hängewinkels Φ ist die wirksamste „Stellgröße“ für den Kurvenflug,
- im Geradeausflug muß der Auftriebsvektor in der Vertikalen gehalten werden, bei Start und Landung ist wegen Gefahr der Bodenberührung des Flügels der Hängewinkel auf Null zu halten.

Außerdem wird nach der WOK von Bild 14.11b durch Regelung des Hängewinkels die Spiralbewegung stabilisiert. Dieser Regler wird auf die inneren Regelschleifen von Gierdämpfer und Kurvenkoordinierung aufgebaut. Da das Querruder die wirksamste Stellgröße zur Beeinflussung des Hängewinkels ist, wird die Roll-Lageregelung durch die Rückführung $\Phi \rightarrow \xi$ realisiert und durch eine Rückführung $p_K \rightarrow \xi$ zur Dämpfungserhöhung unterstützt. Im Gegensatz zum Basisregler der Längsbewegung müssen hier alle vier Zustandsgrößen gemessen und beide Stellgrößen eingesetzt werden. Gegenüber einer vollständigen Zustandsrückführung genügen allerdings die Rückföhrschleifen

$$\begin{aligned} r_K &\rightarrow \zeta, \quad \beta \text{ bzw. } b_y \rightarrow \zeta, \\ p_K &\rightarrow \xi \quad \text{und} \quad \Phi \rightarrow \xi. \end{aligned}$$

Das Gesamtsystem hat den in Bild 14.26 gezeigten Aufbau. Im SFD der Strecke sind der Übersichtlichkeit halber die Teilsysteme der Gierbewegung (*directional motion*) und der Rollbewegung (*lateral motion*) übereinander angeordnet. Die bei der Aufspaltung von Gier- und Rollfreiheitsgrad vernachlässigten Größen sind wie-der gestrichelt eingezeichnet.

Es handelt sich hierbei um ein Mehrgrößensystem, bei dessen Entwurf grundsätzlich die in Kap.12.2 diskutierten Kopplungen zu berücksichtigen sind. Durch den „Seitenruderregler“ wird allerdings die Kopplung zwischen Gier- und Roll-Teilsystem reduziert, und zwar sowohl infolge der Dämpfung der TS als auch durch Unterdrückung des Schiebewinkels, da dann die starke Kopplung über L_β ihre Wirkung verliert. Dadurch, wie auch durch den „Querruderregler“, wird das Übertragungsverhalten in der Seitenbewegung in gewünschter Weise vereinfacht.

Diese Vereinfachung des Übertragungsverhaltens sei im folgenden skizziert. Zunächst soll die Wirkung der Gierdämpferrückführung betrachtet werden. Bei einer Verstärkung $k_{\zeta r} = 1,5$ wird im Beispiel von Bild 14.27a die TS gut gedämpft. Gleichzeitig werden die Nullstellen der ÜF $\hat{g}_{\phi\xi}$ nach links verschoben.

Das hat zwei Konsequenzen: Während bei der Rückführung $\Phi \rightarrow \xi$ allein die TS instabil werden würde, bleibt sie nach Bild 14.27b gut gedämpft, wenn zusätzlich die Rückführung $r_K \rightarrow \zeta$ existiert. Wegen der Nachbarschaft der TS-Pole zu den Nullstellen ist außerdem die TS im Übertragungsverhalten $\hat{g}_{\phi\xi}$ kaum noch

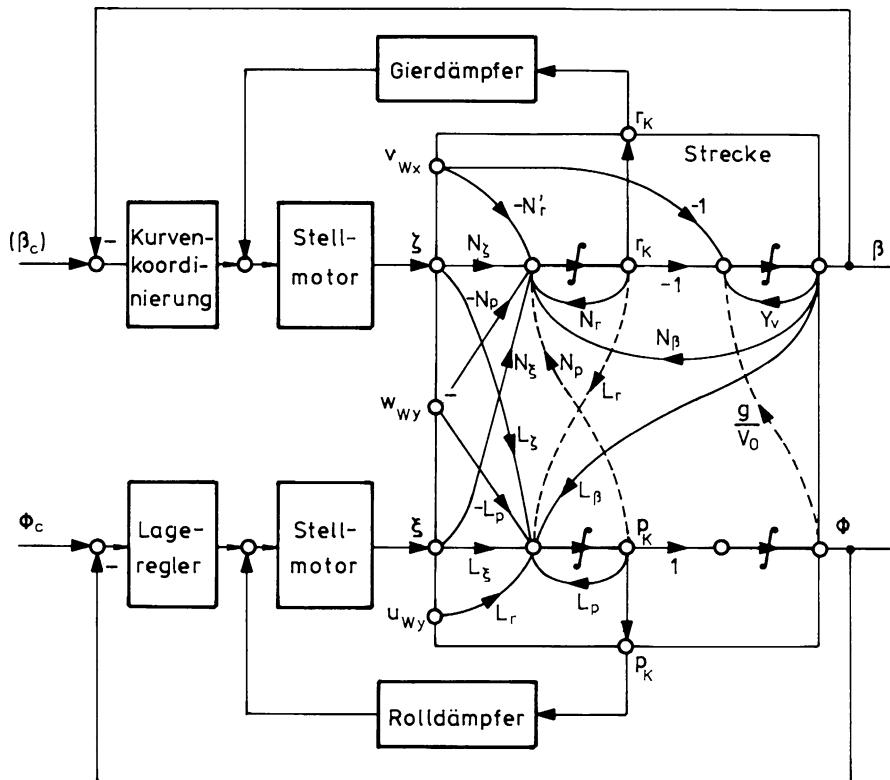
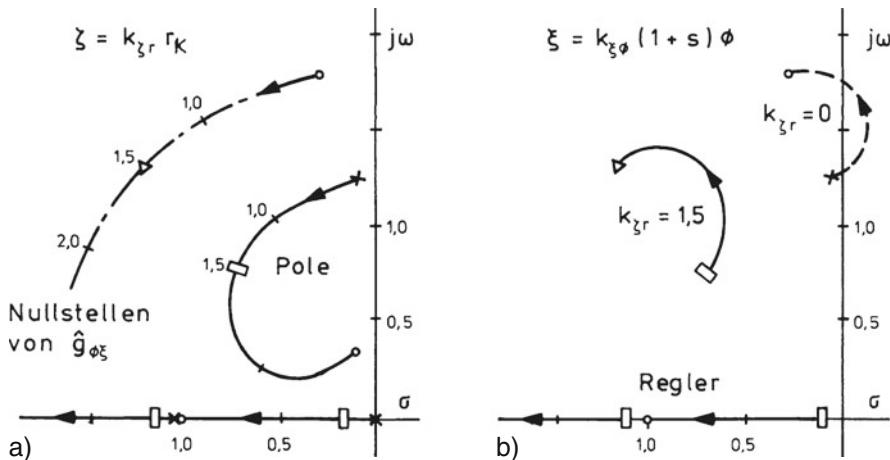


Bild 14.26 Basisregler-Struktur in der Seitenbewegung

Bild 14.27 Wurzelortskurven; a) Pole und Nullstellen bei Rückführung $k_{\zeta r}$, b) Pole bei Lagerrückführung mit und ohne (gestrichelt) Gierdämpfer

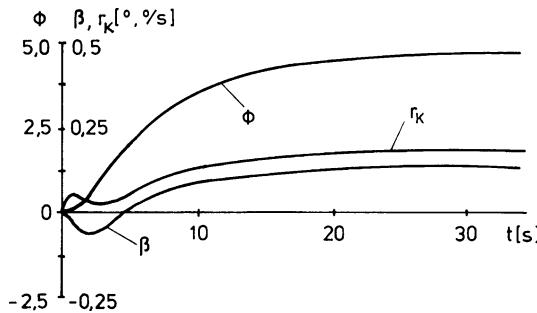


Bild 14.28 Antworten auf einen ξ -Sprung (Flugzeug mit Gierdämpfer nach Bild 14.27, $\zeta = 1,5 r_K$)

wirksam. Wie die Sprungantwort in Bild 14.28 zeigt, kann dieses Übertragungsverhalten sehr gut durch ein Verhalten zweiter Ordnung (Roll- und Spiralwurzel) angenähert werden.

Bild 14.29a zeigt die Wurzelortskurve für die auf den Fall von Bild 14.28 ($\zeta = 1,5 r_K$) aufbauende Rückführung

$$\xi = k_{\xi \phi}(\Phi + 2p_K).$$

Auch bei hoher Rückführverstärkung bleibt die Dämpfung aller Eigenbewegungen gut, so daß auch ohne Integration im Lageregelkreis gute Führungsgenauigkeit erreicht wird, vgl. Bild 14.29b. Die Sprungantwort zeigt, daß der Übertragungsweg $\Phi_c \rightarrow \Phi$ durch ein Verhalten zweiter Ordnung mit einer Zeitkonstante von 2–3 Sekunden angenähert werden kann. Der Zeitverlauf des Schiebewinkels kann durch eine hier nicht berücksichtigte Rückführung $\beta \rightarrow \zeta$ weiter verbessert werden.

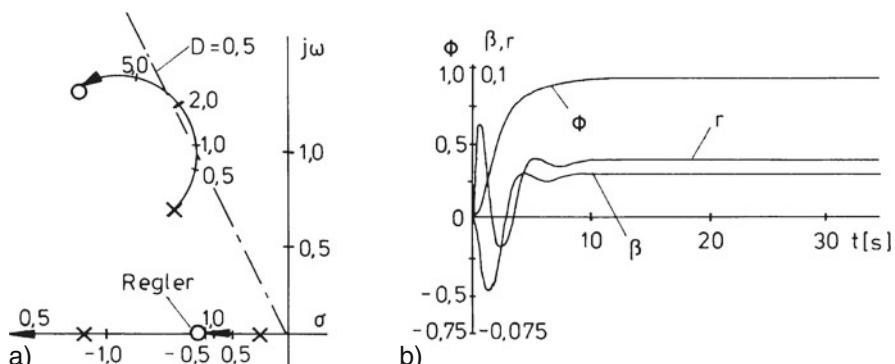


Bild 14.29 Flugzeug mit Roll-Lageregler; a) Wurzelortskurve, b) Antworten auf einen Sprung in Φ_c

Der resultierende Basisregler der Seitenbewegung (Bild 14.26) erfüllt die Aufgaben

- der geeigneten Modifizierung der Eigendynamik bei gleichzeitiger Vereinfachung des Führungs-Übertragungsverhaltens,
- der Koordinierung der Stellgrößen im Kurvenflug,
- der Abminderung des Einflusses von Böenstörungen und schließlich auch
- des Ausgleichs des Einflusses von Parameteränderungen im gesamten Flugbereich.

Er bietet daher eine ausreichende Grundlage für die verschiedenen Autopiloten-Betriebsarten, die in [Kap.16.3](#) behandelt werden. Allerdings wäre bei Ausfall des Gierdämpfers (der Rückführung $k_{\zeta r}$) das System instabil, ein Fall, wie er in [Kap.12.2.3](#) als „Sicherheitsproblem bei Schleifenausfall“ angedeutet wurde.

Literaturverzeichnis zu Kapitel 14

- Blakelock, J.H.: Automatic control of aircraft and missiles. Wiley, New York 1965.
Cook, M.V., Rycroft, M.J.(eds.): Aerospace vehicle dynamics and control. Clarendon Press, Oxford 1994.
Gibson, J.C.: The definition, understanding and design of aircraft handling qualities. Delft University of Technology, Report LR-756, Delft 1995.
Hodgkinson, J.: Aircraft handling qualities. AIAA Education Series. AIAA, Reston 1999.
McLean, D.: Automatic Flight Control Systems. Prentice Hall International, 1990.
McRuer, D.T., Ashkenas, I., Graham, D.: Aircraft dynamics and automatic control. Princeton University Press, Princeton 1973.
Stevens, B.L., Lewis, F.L.: Aircraft control and simulation. Wiley, New York 1992.

Kapitel 15

Erweiterung der Einsatzgrenzen

In den letzten Jahrzehnten sind sowohl im zivilen als auch im militärischen Bereich die Flugaufgaben rapide gewachsen. Gleichzeitig wurde die Flugzeugbesatzung reduziert (Zwei-Mann-Cockpit). Aufgaben wie die Landung ohne jede Sicht (CAT III B), der Schnellflug in Bodennähe bei hoher Luftturbulenz oder die Führung eines instabilen Flugzeugs sind vom Menschen nicht mehr ohne Reglerunterstützung durchführbar. Regler für diese neuen Aufgaben müssen volle Autorität erhalten, da der Pilot nicht mehr in der Lage ist, ihre Funktion zu übernehmen. Das ist aber nur bei entsprechend hoher Zuverlässigkeit realisierbar und bedingt eine Vermehrung (Redundanz) der Regler in Verbindung mit einer automatischen Überwachung und Fehlerbeseitigung. Auch der Flugzustand muß laufend automatisch überwacht und die Überschreitung seiner Grenzen (z. B. Anstellwinkel, Machzahl) verhindert werden.

Diese Aufgaben sind nicht mehr von unabhängigen Einzelreglern begrenzter Autorität zu erfüllen, wie sie im vorhergehenden Kapitel behandelt wurden. Sie erfordern vielmehr integrierte Regelungssysteme, die Zugriff zur gesamten verfügbaren Meßinformation haben, über eine zentrale Datenverarbeitung und -speicherung verfügen und alle Stellsysteme koordiniert betätigen.

15.1 Charakterisierung neuer Regelungsaufgaben

Als Oberbegriff für vielfältige neue Regelungsaufgaben hat sich die Bezeichnung „Aktive Regelung“ (*active control*) eingebürgert. Diese Bezeichnung charakterisiert vornehmlich die gemeinsame Zielsetzung dieser Regler, während die vielen Systemlösungen nur schwierig systematisch zu ordnen sind. Ihre technische Realisierung wurde möglich durch entscheidende Fortschritte auf den Gebieten

- Sensorik und Meßdatenkonsolidierung,
- digitale Regelung und Überwachung,
- Stellsysteme und neue aerodynamische Stellglieder.

Die Koordinierung dieser Regler mit den Führungsaufgaben des Piloten wird erreicht durch

- rein elektrische Kommandoübertragung (Fly-by-Wire),
- elektronische Cockpitanzeigen,
- interaktiven Dialog zwischen Pilot und zentralem Bordrechner.

Eine Definition des Begriffs *Active Control* wurde in */Pégelin 85/* gegeben:

Active Control soll Aufgaben erfüllen, die vom Piloten nicht oder mit nicht vertretbarem Aufwand zu übernehmen sind.

Die Vielfalt dieser Aufgaben kann hier nicht annähernd wiedergegeben werden. Ziel dieses Kapitels ist vielmehr ein methodisches Einordnen der Grundprinzipien und die Diskussion einiger ausgewählter Beispiele.

Das globale Ziel bei der Optimierung ziviler Transportflugzeuge besteht in der Minimierung der direkten Betriebskosten (*direct operating cost*, DOC). Eine dominierende Rolle spielen darin die untereinander abhängigen Faktoren

- Gewichtseinsparung (Flugzeugstruktur),
- Widerstandsreduzierung (Aerodynamik),
- Treibstoffverbrauch (Triebwerk).

Sie bestimmen die Konkurrenzfähigkeit eines Produkts. Fortschritte in allen drei Bereichen können u. a. auch durch Regelungstechnische Maßnahmen erzielt werden. Einen weiteren Faktor stellen die Kosten für Ausbildung und Training der Besatzung dar, daher ist die Cockpitgestaltung und -vereinheitlichung (Bedienungskomfort, Verständlichkeit) ebenfalls sehr wichtig. Neben den DOC sind natürlich auch die verkauften Sitzplatzkilometer zu maximieren, deshalb sind Maßnahmen zur Erhöhung des Passagierkomforts und zur Verbesserung der Pünktlichkeit (Vermeidung von Wartezeiten) ebenso nötig. Auch hierzu können Regelungstechnische Maßnahmen beitragen.

Im militärischen Bereich steht die Überlegenheit gegenüber dem Gegner als Optimierungsziel im Vordergrund. Dieses ist geprägt durch

- die Steigerung der Flugleistungen,
- die Erweiterung des Flugbereichs (im Schnell- und Langsamflug),
- die Verbesserung der Manövriertfähigkeit.

Beiträge der Flugregelung hierzu reichen von der Reduzierung des Beschleunigungsniveaus am Pilotensitz (*ride qualities*) über die Stabilisierung im hohen Anstellwinkelbereich oder bei hoher Rollgeschwindigkeit bis hin zur Anpassung der Flugzeugkonfiguration (z. B. Schwenkwinkel des Flügels) an die Flugaufgabe (*airframe configuration management*). Ein weiteres Ziel ist die zuverlässige Verhinderung des Überschreitens von Flugbereichsgrenzen (*carefree manœuvring*). Der Pilot soll sich ganz seiner eigentlichen Flugaufgabe widmen und den verfügbaren Flugbereich voll ausnutzen können, ohne sich auf Fliegbarkeitsgrenzen konzentrieren zu müssen.

Typische Aufgaben von *Active Control* sind also:

- Reduktion der Arbeitsbelastung des Piloten (*reduced pilot work-load*),
- Verbesserung des Piloten- und Passagierkomforts,
- Stabilisierung bei reduzierter statischer Stabilität (*relaxed static stability*),
- Verbesserung der Manövrierefähigkeit (*manoeuvre enhancing*),
- Einhalten der Flugbereichsgrenzen und deren Überwachung (*manoeuvre limiting*),
- Abminderung statischer und dynamischer Manöverlasten (*manoeuvre load alleviation*),
- Böenlastminderung (*gust load alleviation*),
- Schwingungsdämpfung (*structural load alleviation*),
- Verhinderung von Flattern (*flutter suppression*).

Diese sehr unterschiedlichen Aufgaben der Aktiven Regelung dienen Verbesserungen auf den Gebieten

- a) der Flugleistungen,
- b) der Manöverleistung,
- c) der Flugzeugstruktur und
- d) des Flugkomforts.

Das wird erreicht durch die Maßnahmen

1. Abminderung von Böenlasten,
2. Erweiterung der Manövrierefähigkeit,
3. Erweiterung des Flugbereichs.

Sie sollen nach der letzteren Einteilung im folgenden an Hand einiger Beispiele diskutiert werden ([/Freymann 83/](#), [/Hahn Kö 92/](#), [/Hanke Wi 82/](#), [/Hitch 86/](#), [/König Ha 90/](#), [/Mangold We 87/](#), [/McRuer Jo 84/](#), [/O'Connel 79/](#), [/Payne 86/](#), [/Wilhelm Gm 85/](#)).

15.2 Abminderung von Böenlasten

Flugzeuge müssen häufig durch Gebiete hoher Turbulenz fliegen, das gilt besonders beim Flug in niedriger Höhe, also im Bereich des Wettergeschehens, aber auch in Reiseflughöhe beim Auftreten von *clear air turbulence*. Die aus den aerodynamischen Zusatzkräften resultierenden Beschleunigungen mindern den Flugkomfort für Pilot und Passagiere erheblich. Die dabei auftretende dynamische Belastung der Flugzeugzelle reduziert deren Lebensdauer und muß durch konstruktive Maßnahmen aufgefangen werden. Eine Reduktion der Böenlasten durch regelungstechnische Maßnahmen erlaubt umgekehrt eine Reduktion des Strukturgewichts. Die elastischen Freiheitsgrade des Flugzeugs sind meist schwach gedämpft und werden

deshalb in Turbulenz leicht angeregt. Das ist gleichermaßen nachteilig für den Flugkomfort wie für die Flugzeugstruktur. Strukturschwingungen sind besonders stark ausgeprägt bei großen, flexiblen Flugzeugen und um so mehr mit den Starrkörperbewegungen gekoppelt, je näher die Eigenfrequenzen aneinander rücken.

15.2.1 Erweiterung der Dämpferfunktion

Die im vorigen Kapitel diskutierten Basisregler für Längs- und Seitenbewegung tragen zwar zur Störunterdrückung bei, ihre Wirksamkeit ist aber begrenzt. Zusätzliche Maßnahmen zur Böenlastminderung sind daher nötig und werden seit langem auch serienmäßig eingesetzt. Beispiele dafür sind Regler zur Dämpfung der Strukturschwingungen in Großflugzeugen (Lockheed L-1011 und C-5A) oder das im Airbus A320 eingesetzte Lastabminderungssystem LAS (*load alleviation system*). Letzteres hat die Aufgabe, die durch Böen erzeugten Spitzenlasten am Flügel auszuregeln und damit gleichzeitig das Flügelwurzelmoment zu reduzieren. Beim Flug in turbulenter Atmosphäre zeigten sich in der Flugerprobung beim Airbus A340 Vibrationen im vorderen und hinteren Rumpfbereich. Durch zwei Maßnahmen konnten diese – ohne Beeinträchtigung der Flugeigenschaften – beseitigt werden:

1. Die Anpassung der Regelgesetze sowohl für den manuellen als auch für den automatischen Flug verringerten die Kopplungen zwischen Starrkörper- und Strukturdynamik.
2. Das Fly-by-Wire-System wurde um eine *turbulence damping function* erweitert, in dem durch Messung der Rumpfbeschleunigungen und Verstellung von Höhen- und Seitenruder mit hoher Bandbreite eine Dämpfung der Strukturschwingungen mit ausreichender Stabilitätsreserve im gesamten Flugbereich erreicht werden konnte, /Tischler (Hrsg.) 96/.

Regler zur Verbesserung des Flugkomforts von Regionalflugzeugen wurden mit dem Erprobungsträger Do 128 TNT im Entwicklungsprogramm OLGA (*open-loop gust alleviation*) gemeinsam von Dornier und vom DLR erprobt (vgl. 15.2.2, /Krag Ro 80/).

Bild 15.1 veranschaulicht das in der Lockheed L-1011-500 realisierte Regelungssystem zur Böenlastminderung und Strukturdämpfung, das nach einer Spannweitenerhöhung erforderlich wurde. Es wurden dazu im Außenbereich des Flügels zusätzliche Querruder geschaffen, die mit der Differenz aus Flügel spitzenbeschleunigung und Schwerpunktsbeschleunigung beaufschlagt wurden. Auf Grund dieses relativ einfachen Regelungskonzepts, das sich im Flugbetrieb bestens bewährt hat, konnte auf eine Verstärkung der Struktur im Flügelwurzelbereich verzichtet werden. Dieses Beispiel macht deutlich, welche Voraussetzungen für eine verbesserte Böenlastminde rung erforderlich sind:

- eine Erweiterung der Meßinformation durch zusätzliche Sensoren und Aufbereitung (Filterung) der Sensorsignale,

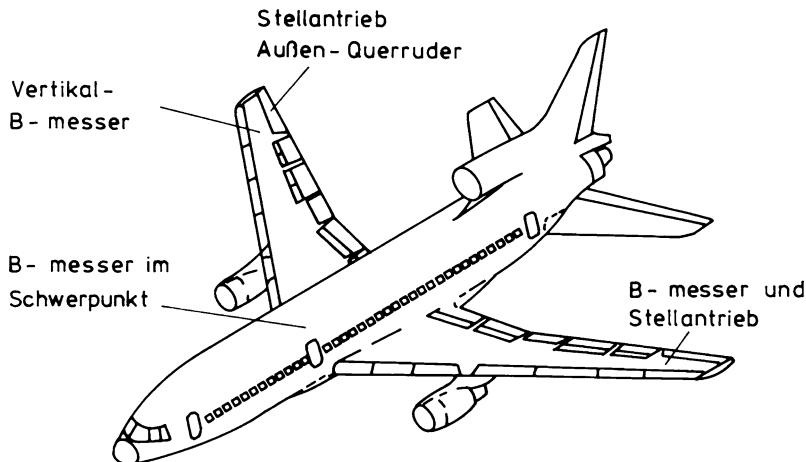


Bild 15.1 Zum Prinzip des Böenlastminderungssystems der Lockheed L-1011 nach [/O'Connell 79/](#)

- die Schaffung zusätzlicher Stelleingriffe wie die Ansteuerung von Spoilern, schnellen Hinterkantenklappen oder symmetrische Ansteuerung von Querrudern,
- die möglichst direkte Ansteuerung der Stellglieder (ohne Gestänge) durch Stellantriebe hoher Bandbreite.

Die weiteren Ausführungen werden zusätzlich die Notwendigkeit einer Erweiterung der Reglerstruktur zeigen. Das betrifft insbesondere den Übergang vom Dämpferprinzip auf Regler hoher Verstärkung im Vorwärtszweig, was durch die Fly-by-Wire-Technologie unterstützt wird. Dieses, so wie auch die Erweiterung der Reglerwirksamkeit bezüglich Bandbreite und „Autorität“ (Verstärkung) stellt sehr hohe Sicherheitsforderungen an alle Elemente solcher Regelungssysteme und bedingt auch eine Erweiterung des Prozeßmodells auf elastische Freiheitsgrade und instationäre aerodynamische Einflüsse. Hierzu werden im folgenden am Beispiel der Längsbewegung einige grundsätzliche Überlegungen und Lösungen vorgestellt, die sich auf das DLR-Projekt LARS (*load alleviation and ride smoothing*) beziehen [/König Ha 90/](#).

15.2.2 Modellerweiterung

Überfliegt ein Flugzeug mit der Relativgeschwindigkeit V_A ein räumlich eng begrenztes Aufwindfeld wie in Bild 15.2 (1 – cos-Bö), so trifft die Störung zunächst den Anstellwinkelsensor. Dieser ist möglichst weit vor dem Flugzeugbug angeordnet, um die vom Flugzeug noch ungestörte Strömung zu messen. Nach einer Totzeit von $\Delta t_1 = x_M / V_A$ trifft die Bö auf den Flügel und erzeugt hier Auftriebs-, Widerstands- und Momentenänderungen, die einen komplizierten Verlauf haben

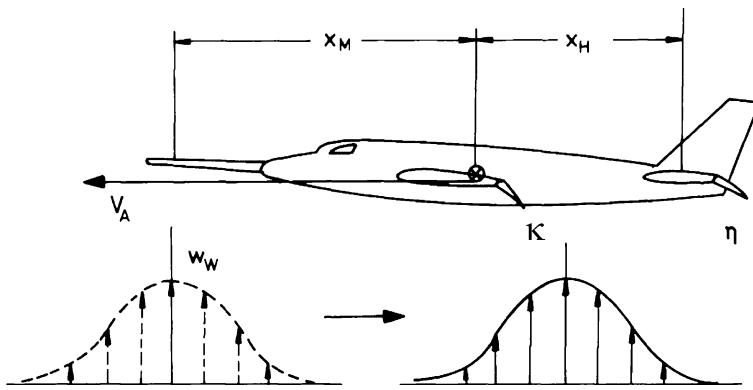


Bild 15.2 Zur Wirkung einer Bö auf die Flugzeuglängsbewegung

können und zeitlich verzögert wirksam werden. Nach einer weiteren Totzeit von $\Delta t_2 = x_H/V_A$ trifft die Bö das Höhenleitwerk und erzeugt im wesentlichen ein negatives Nickmoment um den Flugzeugschwerpunkt. Um diese Effekte zu kompensieren, müssen die Klappen am Flügel (DLC) und am Leitwerk (Höhenruder) als Funktion der Aufwindverteilung $w_w(x)$ zeitlich koordiniert ausgeschlagen werden, so daß genau zum Zeitpunkt des Passierens der Bö die richtige Gegenwirkung erzielt wird, vgl. Bild 15.3.

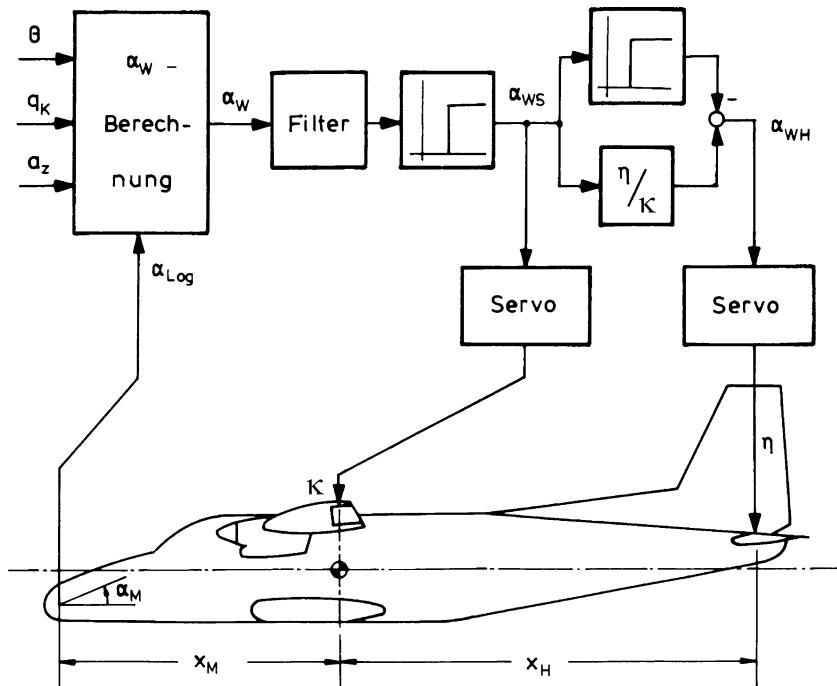


Bild 15.3 Blockschaltbild des Böenlastminderungssystems Do 128-OLGA nach /Krag Ro 80/

Zur Auslegung des entsprechenden Steuer- und Regelungssystems genügt das in [Kapitel 5](#) eingeführte mathematische Modell der Flugzeugbewegung, in dem alle Größen auf den Schwerpunkt bezogen sind, nicht. Es ist vielmehr ein Mehrpunktmodell zu erstellen, das die Wirkungen von Wind und Klappen am Meßort, am Flügel und am Leitwerk detailliert beschreibt. Die auszuregelnden Struktureigenschwingungen liegen in der Größenordnung von 5 bis 20 Hz. Das bedeutet, daß die Böenwirkung bis in einen Frequenzbereich modelliert werden muß, in dem instationäre aerodynamische Effekte wirksam werden (vgl. [Kap.4.2.6](#)). Besonders der Abwindeinfluß kann nicht mehr grob mit dem Derivativ $C_{m\dot{a}}$ angenähert werden, sondern ist wie in [Kap.3.3.2](#) ausführlicher zu beschreiben. Gleichzeitig sind natürlich auch die wichtigsten elastischen Freiheitsgrade (z. B. erste Flügel- und erste Rumpfbiegeschwingung) in das Prozeßmodell aufzunehmen. Hierzu genügt ein linearer Ansatz zweiter Ordnung pro Freiheitsgrad. Schließlich können die Böenlasten nur dann wirksam gemindert werden, wenn an geeigneter Stelle schnell ansteuerbare Klappen vorhanden sind und die Stellmotoren eine ausreichende Bandbreite haben. Das aus Klappe und Stellantrieb bestehende Stellsystem darf bis zur maximalen Frequenz nur einen Phasenverlust von wenigen Grad erzeugen. Besonders gravierend wirkt sich dabei die unvermeidliche Amplituden- und Geschwindigkeitsbegrenzung des Stellantriebs aus. Selbstverständlich ist auch dieses Stellsystem, z. B. als System zweiter Ordnung mit Begrenzungen beim Reglerentwurf zu berücksichtigen.

Auch das Meßsystem ist soweit wie nötig zu modellieren. Der am Bugmast gemessene Anstellwinkel α_{Log} muß z. B. noch um den Anteil $\Delta\alpha$ aus der Flugzeug-Nickbewegung korrigiert werden. Nach [Gl.2.6.10](#) gilt

$$\alpha_M = \alpha_{Log} - \Delta\alpha = \alpha_{Log} + q_K \frac{x_M}{V_A}. \quad (15.2.1)$$

Ist die Elastizität des Bugmastes nicht vernachlässigbar, so ist dessen Verhalten zu beschreiben oder die daraus resultierenden Signalanteile mit einer Bandsperre (Kerbfilter, *notch filter*) herauszufiltern. Das Prozeßmodell wird insgesamt sehr aufwendig, es ist in Bild 15.4 skizziert. Die entsprechende, in Bild 15.3 gezeigte Reglerstruktur ist ebenfalls weit komplizierter als die eines einfachen Dämpfers.

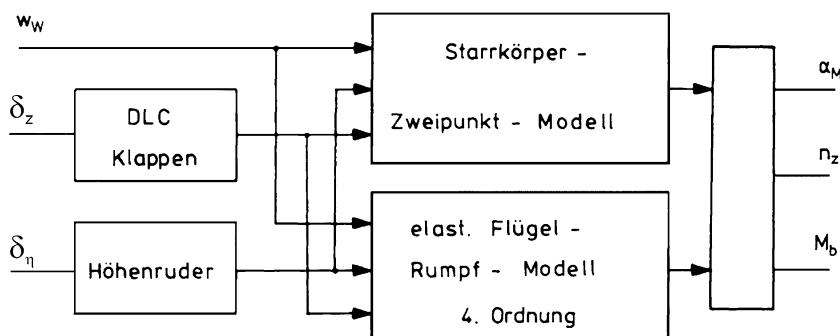


Bild 15.4 Gesamtmodell des LARS-Systems

15.2.3 Störgrößenaufschaltung

Die Böenlastminderung erfordert eine wesentlich höhere Reglerverstärkung als ein Dämpfer, sie würde die Manövrierfähigkeit (Führungsverhalten) erheblich beeinträchtigen, wenn sie wie dieser als Regler in der Rückführung (ohne Führungsgröße) realisiert würde. Der Regler muß im Vorwärtszweig angeordnet werden und erfordert deshalb eine elektrische Signalübertragung (Fly-by-Wire). Werden die Überlegungen zur Führungsgrößengenerierung von [Kap.17.2](#) beachtet, so kann auch kein Konflikt zwischen Böenlastminderung und Steuerbarkeit durch den Piloten entstehen.

Solange kein Fly-by-Wire verfügbar ist, bietet eine Störgrößenaufschaltung in offener Steuerkette eine gute Alternative. Diese beeinflußt weder die Dynamik noch die Manövrierfähigkeit des Flugzeugs, stellt aber sehr hohe Anforderungen an die Genauigkeit des Prozeßmodells und an die Meßdatenaufbereitung. Sowohl im OLGA- als auch im LARS-Programm wird die Vertikalwindkomponente $w_W = V_A \alpha_W$ als wichtigste Störgröße aus einer Reihe von Meßdaten geschätzt und auf DLC-Klappen und Höhenruder aufgeschaltet. Der Windanstellwinkel α_W kann nicht direkt gemessen werden, sondern wird nach der Beziehung

$$\alpha_W = \Theta - \gamma - \alpha \quad (1.3.1)$$

berechnet. Der Längsneigungswinkel Θ ist gut meßbar. Der Bahnwinkel γ kann näherungsweise aus

$$\gamma = \arcsin \frac{\dot{H}}{V_K} \approx \frac{\dot{H}}{V_A} \quad (15.2.2)$$

berechnet werden, wobei \dot{H} verzögerungsfrei nur durch komplementäre Filterung aus H und b_z bestimmt werden kann, vgl. [Kap.9.7.2](#). Zur Bestimmung von γ sind also drei Sensoren nötig. Der Wert für α folgt aus Gl.[15.2.1](#) nach entsprechender Filterung, um sowohl dynamische Effekte als auch einen evtl. Nullpunktfehler zu eliminieren.

Aus dem so gebildeten Störsignal α_W ist ein Steuergesetz (Störgrößenaufschaltung, s.o.) zu bilden, das dessen Einfluß auf Auftrieb und Längsmoment möglichst genau kompensiert. Daraus ergeben sich folgende Anteile der Steuerung /[König Ha 90/](#)

$$\kappa = k_1 \alpha_{WL} \quad \text{Zusatzauftrieb am Flügel (L) kompensieren,} \quad (15.2.3)$$

$$\eta = k_{21} \alpha_{WL} \quad \text{Moment am Flügel (L) kompensieren,} \quad (15.2.4)$$

$$+k_{22} \alpha_{WH} \quad \text{Höhenleitwerksauftrieb (H) kompensieren,}$$

$$+k_{23} \kappa \quad \text{Moment durch DLC-Klappen kompensieren,}$$

$$+k_{24} \kappa \quad \text{Abwindänderung durch DLC-Klappen kompensieren.}$$

Die Steuerungsanteile müssen zeitlich richtig am jeweiligen Ort wirksam werden, sie sind also mit der entsprechenden Zeitverzögerung zu versehen, vgl.

Bild 15.3. Die Bestimmung von α_w weit vor dem Flügel erzeugt dabei genügend Zeitreserve, um Meßverzögerung, Rechnertotzeit und Stellverzögerung auszugleichen und den Windanstellwinkel am Flügel (α_{WL}) und am Höhenleitwerk (α_{WH}) zeitgenau zu kompensieren.

Bild 15.5 zeigt die Zeitanworten eines simulierten Fluges mit dem LARS-System durch eine $1 - \cos$ -Aufwindbö. Die Wirksamkeit der Störgrößenaufschaltung (*open-loop system*) wird am Lastvielfachen n_z deutlich, das von 1,18 auf 1,04 vermindert wird. Amplitude und Wellenlänge der Bö sind so gewählt, daß Stellgeschwindigkeits- und Ausschlagsbegrenzung der DLC-Klappen gerade nicht angesprochen werden. Die Simulationsergebnisse zeigen einen unerwünschten Effekt. Verhindert man die Vertikalbewegung des Flugzeugs, so wird die durch eine Bö zu- oder abgeführte Energie in die Horizontalbewegung umgelenkt. Entsprechend

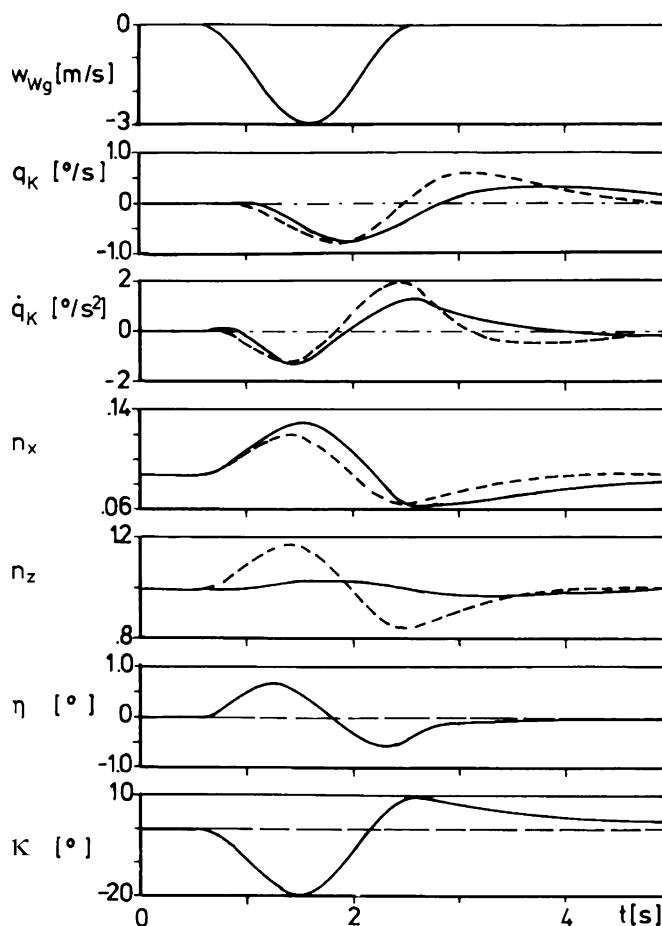


Bild 15.5 Simulierter Flug durch eine $1 - \cos$ -Bö: — mit LARS, - - - ohne LARS
(aus /König Ha 90/)

erhöht sich bei einer Aufwindbö die Horizontalbeschleunigung (n_x). Da diese Energie-Umverteilung nach Gl.11.4.4 mit dem Faktor g / V_K (also ca. 1/10) erfolgt, erscheint sie von untergeordneter Bedeutung. Erst durch ein sehr wirksames Böenlastminderungssystem, einhergehend mit einer erheblichen Reduktion der Vertikalbeschleunigung, wird dieser Effekt überhaupt spürbar. Flugversuche haben jedoch gezeigt, daß diese verstärkte Horizontalbeschleunigung vom Menschen als unangenehm empfunden wird.

Abhilfe kann nur durch eine schnelle Widerstandssteuerung geschaffen werden. Entsprechende Steuerflächen stehen jedoch für den Erprobungsträger ATTAS nur in beschränktem Umfang zur Verfügung, z. B. in Form gegensinnig differentieller Ausschläge von jeweils zwei der drei DLC-Klappensegmente einer Tragfläche /Hahn 92/. Das Nickverhalten wird nur wenig verbessert. Die Untersuchungen haben auch gezeigt, daß es besser ist, langsame Nicklageänderungen zuzulassen, um so eine gewisse Böenlastminderung auch auf Grund der Flugzeug-Eigenstabilität zu erzielen /König Ha 90/. Die Dämpfung der Flügelwurzelbiegeschwingung kann aber auch mit Hilfe einer Steuerung erreicht werden. Dieser Ansatz wurde im Rahmen des europäischen AWIATOR-Projektes untersucht. Das dort entwickelte GLAS-Konzept (*Gust Load Alleviation System*) zur Böenlastminderung verwendet dynamische Filter, um Strukturschwingungen zu berücksichtigen. Damit ist es möglich, unerwünschte Anregungen von Strukturschwingungen, verursacht durch Böen und Turbulenz sowie durch die Stellaktivitäten des Böenlastminderungssystems selbst, zu reduzieren (/Hecker Ha 07/, /Wildschek Ma 09/).

15.2.4 Schwingungsdämpfung

Eine Störgrößenaufschaltung sollte im Frequenzbereich von ca. 0,1 – 1,0 Hz arbeiten, da hier der Passagierkomfort durch vertikale Windstörungen am stärksten beeinträchtigt wird, vgl. Bild 11.14. Das Flügelbiegemoment wird bei niedriger Frequenz ebenfalls durch Störgrößenaufschaltung abgemindert. Probleme kann es aber bei höherer Frequenz, im Bereich der Flügelbiegeschwingung geben, wenn es zu Anregungen durch das Open-Loop-System kommt. Um diese zu verhindern und um zusätzlich die Resonanzüberhöhung zu vermindern, ist es notwendig, zusätzlich einen Regler zur Schwingungsdämpfung einzusetzen. Üblicherweise läßt sich eine Dämpfungserhöhung im geschlossenen Regelkreis durch die Rückführung einer Geschwindigkeit realisieren. In diesem Fall führt das auf die Rückführung der Vertikalkomponente der Flügelspitzen-Geschwindigkeit auf außen liegende symmetrische Querruder oder DLC-Klappen. Da die Stellantriebe aber bei 5 Hz bereits einen zu großen Phasenverlust liefern, muß stattdessen die Beschleunigung zurückgeführt werden. Diese ist auch leichter meßbar. Das Verhältnis der Beschleunigung an den Flügelspitzen zu derjenigen am Flugzeugschwerpunkt stellt zudem ein Maß für die Flügeldurchbiegung dar. Um die Messung von Beschleunigungsanteilen aus Roll- und Bahnbewegung auszuschalten, werden beide Beschleunigungssignale addiert und der zweifache Wert der Schwerpunktbeschleunigung davon subtrahiert. Das

Frequenzband dieses Signals wird durch ein Hochpaßfilter begrenzt, um Nullpunktfehler der Beschleunigungsaufnehmer auszuschalten. Zu hoher Frequenz hin sorgen die Stellantriebe selbst für eine Begrenzung.

Nach den in Bild 15.6 gezeigten Wurzelortskurven (bei Totzeit null) ist eine deutliche Dämpfungserhöhung mit einem Maximum bei einer Rückführverstärkung von $k = -0,5$ möglich. Die Eigenwerte der Flugzeugdynamik verschieben sich so gut wie nicht, d. h. die Flugzeug-Starrkörperbewegung und damit das Führungsverhalten wird nicht verändert. Die Verschiebung der Pole des DLC-Stellsystems zu höherer Frequenz macht deutlich, daß die DLC-Stellgeschwindigkeitsbegrenzung die Effektivität des Systems in hohem Maße einschränken wird. Bild 15.7 gibt den zeitlichen Verlauf des Flügelwurzelbiegemoments nach einem Sprung im Vertikalwind wieder. Dämpfungserhöhung und Reduktion des ersten Überschwingens werden deutlich. Nach Bild 15.6 können die durch das Datenverarbeitungssystem

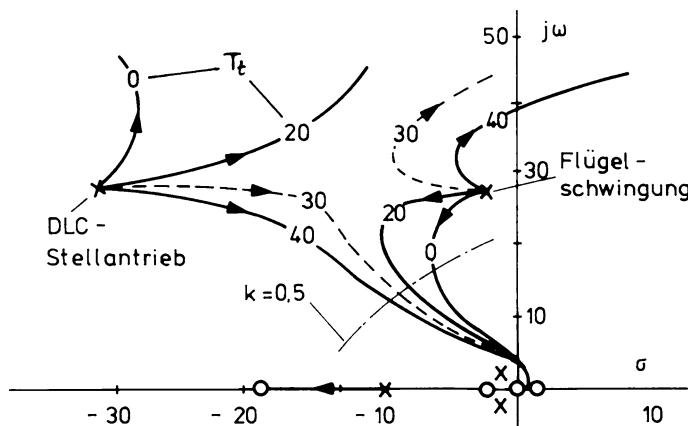


Bild 15.6 Wurzelortskurven der Beschleunigungsrückführung als Funktion der Systemtotzeit T_t nach /König Ha 90/

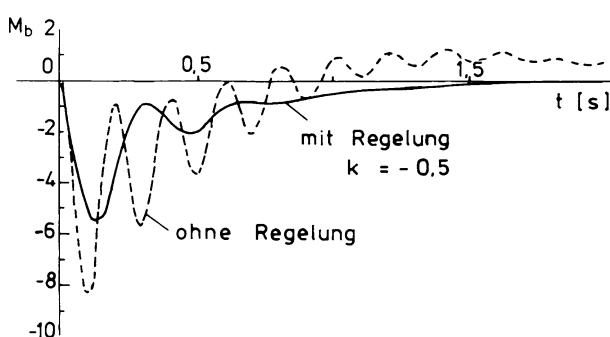


Bild 15.7 Zeitantworten des Flügelwurzel-Biegemoments M_b nach einem Sprung im Vertikalwind nach /König Ha 90/

hervorgerufenen Totzeiten den Regelkreis bis hin zur Instabilität führen. Totzeiten bis zu 20 Millisekunden erhöhen zunächst die maximal mögliche Dämpfung, da das rückgeführte Signal von seiner Phasenlage her immer mehr einer Geschwindigkeit entspricht. Für Totzeiten zwischen 20 und 30 Millisekunden dreht die Ortskurve nach rechts und führt bei der betrachteten Rückführverstärkung schon zur Instabilität. Die Stellgeschwindigkeitsbegrenzung ist in diesem Fall von Vorteil, da sie eine aufklingende Schwingung verhindern würde.

15.3 Höhere Manövrierbarkeit durch direkte Kraftsteuerung

In Kap.1.2.4 wurde ausgeführt, daß die übliche Steuerung des Flugzeugs mit Hilfe der aerodynamischen Ruder nur eine indirekte Bahnsteuerung erlaubt. Die Beeinflussung der Flugbahn über die rotatorischen Freiheitsgrade hat zur Folge, daß die Bahnänderung verzögert erfolgt. Das läßt sich entscheidend verbessern durch zusätzliche Stellglieder, die ähnlich wie der Triebwerksschub direkt in den Kräftehaushalt eingreifen. Zwei deutsche Entwicklungen sind hier von besonderem Interesse: das Flugversuchsprogramm des DLR zur direkten Auftriebssteuerung /Hanke 85/ und das Erprobungsprogramm der Firma Dornier mit einem Alpha-Jet zur direkten Seitenkraftsteuerung /Wiinnenberg 85/.

15.3.1 Nachteile der Momentensteuerung

Die Wirksamkeit, mit der eine vertikale Bahnänderung durch Höhenruderaus- schlag initiiert werden kann, ist durch den Kurzzeitgrenzwert $\eta(t=0)$ gegeben (vgl. Kap.8.3.1)

$$\dot{q}_K(t=0) = M_\eta \eta(t=0) = \frac{\bar{q} S \bar{c}}{I_y} C_{m\eta} \eta(t=0) . \quad (15.3.1)$$

Werden hierin (vgl. Gl.1.2.6) eingesetzt

$$A_0 = \bar{q} S C_{A0} \approx mg \quad (15.3.2)$$

und nach Gl.3.2.17 (mit x_H = Leitwerkshebelarm)

$$C_{m\eta} = -\frac{x_H}{\bar{c}} C_{A\eta} \quad (15.3.3)$$

sowie

$$I_y = m i_y^2 , \quad (15.3.4)$$

so folgt für den Kurzzeit-Grenzwert

$$\dot{q}_K(t=0) = \frac{\bar{c} g}{i_y^2} \frac{C_{m\eta}}{C_{A0}} \eta(t=0) = -\frac{x_H g}{i_y^2} \frac{C_{A\eta}}{C_{A0}} \eta(t=0). \quad (15.3.5)$$

Neben der Höhenruderwirksamkeit $C_{A\eta}$ ist der entscheidende Parameter x_H / i_y^2 , was besagt, daß die Reaktion schwach ist bei Flugzeugen mit großem Trägheitsmoment und kleinem wirksamem Höhenruderhebelarm. Letzteres ist besonders bei Deltaflugzeugen (z. B. Concorde) der Fall. Da die Bahnänderung über die Wirkungskette $q_K \rightarrow \alpha \rightarrow \gamma \rightarrow H$ erfolgt, wird diese bei schwacher Reaktion \dot{q}_K besonders stark verzögert.

Eine zusätzliche Verzögerung tritt ein, wenn, wie beim Heckleitwerk, die anfängliche Steuerkraft der gewünschten Bahnänderung entgegenwirkt (Allpaßverhalten, vgl. [Kap. 8.5.2](#)). Den anfänglichen Verlauf von Bahnwinkel und Höhe verdeutlicht Bild 15.8. Die Zeit, die verstreicht, bis die Höhenänderung positiv wird, lässt sich unter Verwendung des Grenzwertes von Gl. 15.3.5 abschätzen mit der Annahme, daß während dieses Zeitintervalls $\dot{q}_K = \text{const}$ und die Bahnwinkeländerung vernachlässigbar klein ist, so daß gilt $\alpha = \Theta$. Aus der zweifachen Integration von \dot{q}_K folgt damit für die Anstellwinkeländerung

$$\alpha(t) \approx \Theta(t) \approx \dot{q}_K(t=0) \frac{t^2}{2}. \quad (15.3.6)$$

Wird diese Beziehung mit Gl. 15.3.5 in die Auftriebsgleichung [7.3.33](#) (mit $\Delta V_A = 0$) eingesetzt, vgl. [Bild 8.31](#), so folgt

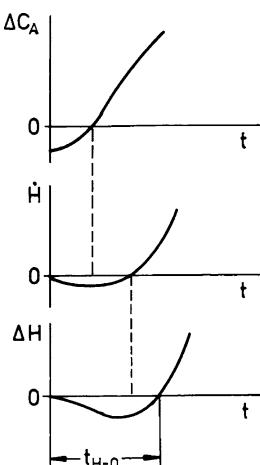


Bild 15.8 Reaktion auf einen Höhenrudersprung (Heckleitwerk), nach [/Altenkirch 90/](#)

$$\dot{\gamma} = \frac{\bar{q} S}{m V_0} (C_{A\alpha}\alpha + C_{A\eta}\eta(t=0)) = \frac{g}{V_0} \frac{C_{A\eta}}{C_{A0}} \left[1 - \frac{g x_H}{i_y^2} \frac{C_{A\alpha}}{C_{A0}} \frac{t^2}{2} \right] \eta(t=0) . \quad (15.3.7)$$

Nach zweifacher Integration (mit $\dot{H} = V_0\dot{\gamma}$) und Nullsetzen der Höhe folgt für die Verzugszeit

$$t_{H=0} = \sqrt{\frac{12 i_y^2}{g x_H} \frac{C_{A0}}{C_{A\alpha}}} . \quad (15.3.8)$$

Geht man davon aus, daß bei Vergrößerung eines Flugzeugs der Trägheitsradius i_y und der Leitwerkshebelarm x_H gleichmäßig zunehmen, so wächst $t_{H=0}$ mit der Größe des Flugzeugs. Ein flacher Auftriebsanstieg $C_{A\alpha}$ (z. B. Deltaflügel) und ein großer Auftriebsbeiwert (Langsamflug) wirken sich ebenfalls verzögernd aus.

Die Bahnreaktion kann dadurch beschleunigt werden, daß q_K stark übersteuert wird. Wird ein Regler entsprechend ausgelegt, dann ergibt sich allerdings Überschwingen im Hangewinkel, was vom Standpunkt der Flugeigenschaften nachteilig ist ([Toles Mc 85](#)).

Bei einer seitlichen Bahnänderung mit Hilfe des Querruders treten ähnliche Verzögerungen auf. Nach [Bild 7.6](#) liegen zwischen ξ und χ genauso drei Integrationen wie zwischen η und γ . Es ist hier zwar kein Allpaßverhalten zu erwarten, aber der zur Bahnänderung nötige Hangewinkel Φ ist wesentlich größer als die in der Längsbewegung erforderliche Anstellwinkeländerung. Die Reaktionsgeschwindigkeit ist auch hier durch die Anfangs-Steuerwirksamkeit gegeben, vgl. [Gl.8.4.29](#)

$$\dot{p}_K(t=0) = L_\xi \xi = \frac{\bar{q} S b / 2}{I_x} C_{1\xi} \Delta_\xi = \frac{g b / 2}{i_x^2} \frac{C_{1\xi}}{C_{A0}} \Delta_\xi . \quad (15.3.9)$$

Im x -Freiheitsgrad existiert über den Triebwerksschub eine Möglichkeit zur direkten Kraftsteuerung. Diese ist (aus der Triebwerksdynamik) Verzögerungen zwischen 1 und 4 Sekunden unterworfen. Außerdem sollte das Triebwerk aus Gründen der Lebensdauer und des Flugkomforts nicht ständig zur Kraftsteuerung eingesetzt werden. Es ist also auch in diesem Freiheitsgrad ein zusätzlicher aerodynamischer Stelleingriff sehr erwünscht.

Diese Überlegungen führen schließlich zur Forderung einer direkten Kraftsteuerung in den drei Achsenrichtungen

- direkte Widerstandssteuerung Δ_X (*drag control, DC*),
- direkte Seitenkraftsteuerung Δ_Y (*direct side force control, DSFC*),
- direkte Auftriebssteuerung Δ_Z (*direct lift control, DLC*).

Spezielle Ruderanordnungen für diese Zwecke wurden in [Kap.10.1.2](#) beschrieben.

15.3.2 Steuerstrategien mit direkter Kraftsteuerung

Die Verfügbarkeit direkter Kraftsteuerung neben der Momentensteuerung erlaubt völlig neue Flugmanöver, die entweder eine präzisere Bahnsteuerung erlauben oder eine Entkopplung von rotatorischer und translatorischer Bewegung bewirken. Beides ist sowohl im zivilen Bereich, z. B. bei Anflug und Landung, als auch zur Erhöhung der Manövriertfähigkeit für militärische Aufgaben von großem Interesse. Existieren jeweils drei translatorische und drei rotatorische Steuereingriffe, so sind alle sechs Freiheitsgrade der Starrkörperbewegung unabhängig voneinander steuerbar. Damit kann sogar eine vollständige Modifikation der Flugzeugbewegung erzielt werden, wie sie zur Simulation eines anderen Flugzeugs (*in-flight simulation*, vgl. Kap.18.3) nötig ist. Die Modifikation der Flugzeugdynamik unterliegt allerdings Einschränkungen durch nicht-ideale Steuereigenschaften (z. B. komplizierte Momentenerzeugung bei Auftriebsklappen), durch Begrenzung der Steuerwirksamkeit und durch dynamische Grenzen (Bandbreite der Stellantriebe, instationäre aerodynamische Effekte).

Folgende Steuerstrategien sind in y - und z -Richtung realisierbar,::

- Gekoppelte Steuerung von Lage und Flugbahn, d. h. Koordinierung von rotatorischem und translatorischem Stellglied zur Verbesserung des Bahnmanövers (*manoeuvre enhancement*),
- Entkoppelte Steuerung der Flugbahn bei konstanter Fluglage (*lateral bzw. vertical transition*).
- Entkoppelte Steuerung der Fluglage bei konstanter Flugbahn (*fuselage pointing*).

Vertikale Bahnmanöver

In Fall a) von Bild 15.9 wird der Höhenruderallpaß (Z_η) durch Z_z kompensiert und es werden η und Δ_Z koordiniert eingesetzt, um einen optimalen Verlauf des Lastvielfachen zu erzeugen. Dabei ist das störende DLC-Moment M_z mit Hilfe des Höhenruders zu kompensieren. Bei solchen Manövern sollten sich sowohl q_K als auch α möglichst überschwingfrei verändern.

Für Fall b) von Bild 15.9 ist der Bahnwinkel γ bei konstanter Längslage Θ zu verändern. Es ist also mit Hilfe von Δ_z dafür zu sorgen, daß stets

$$\Delta\alpha = -\Delta\gamma$$

ist. Bei positivem Bahnwinkel und etwa konstantem C_A muß also der Anstellwinkel verkleinert werden. Diese Steuerungsart ist besonders vorteilhaft bei kleinen Bahnmanövern, die sehr präzise ablaufen müssen. Beispiele dafür sind die Luftbetankung und die Endphase des Landeanflugs.

Im Fall von Bild 15.9 c) soll umgekehrt die Nicklage Θ bei konstantem Bahnwinkel γ variiert werden. Mit Hilfe von Δ_Z ist also

$$\Delta\alpha = \Delta\Theta$$

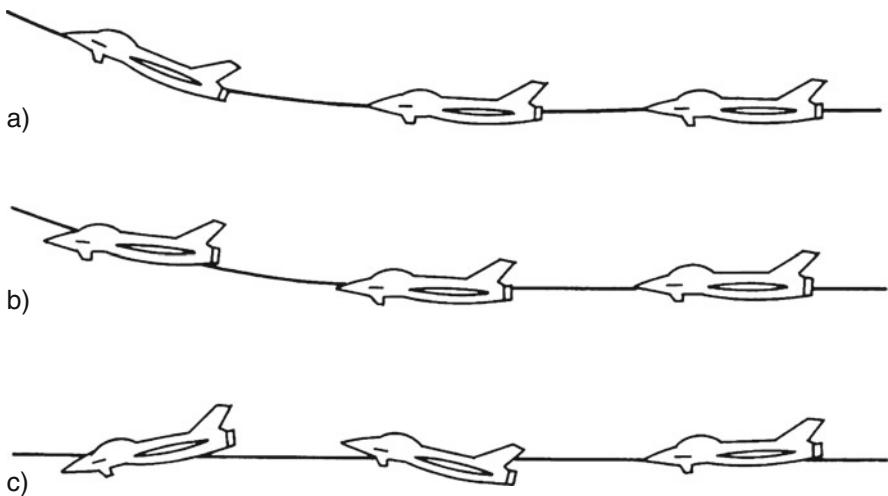


Bild 15.9 Steuerstrategien bei direkter Auftriebssteuerung: a) Steuerung des Lastvielfachen, b) entkoppelte Steuerung des Flugbahnwinkels, c) entkoppelte Nicksteuerung nach [/Altenkirch 90/](#)

bei konstantem C_A -Wert zu steuern. Damit ändert sich aber der Widerstandsbeiwert, so daß auch die x -Kraft (Schub) moduliert werden muß.

Die Wirksamkeit von DLC wird u. a. durch folgende Überlegung charakterisiert. Für konstanten Auftrieb bei konstanter Fahrt muß gelten

$$\Delta C_A = C_{A\alpha} \Delta \alpha + C_{Az} \Delta z = 0 , \quad (15.3.10)$$

woraus der für die entkoppelte Lagesteuerung nutzbare Winkelbereich folgt

$$\Delta \Theta = \Delta \alpha = - \frac{C_{Az}}{C_{A\alpha}} \Delta z . \quad (15.3.11)$$

Die aerodynamische Wirksamkeit von schnellen Hinterkantenklappen (C_{Az}) ist etwa um den Faktor 5 kleiner als die des Flügels ($C_{A\alpha}$). Bei einem maximalen Klappenausschlag von $\pm 30^\circ$ ist also eine Nicklageänderung von ca. $\pm 6^\circ$ möglich, ohne daß sich die Flugbahn ändert. Durch eine solche Maßnahme kann z. B. der Zielbereich von Militärflugzeugen wesentlich verbessert werden.

Selbstverständlich lassen sich beliebige Zwischenstufen der drei genannten Fälle einstellen, wodurch eine große Variabilität des Manöververhaltens erreicht wird. Dazu ist allerdings eine automatische Regelung nötig, da der Pilot mit der Koordinierung der Stellglieder überfordert ist.

Horizontale Bahnmanöver

Bild 15.10 verdeutlicht die unterschiedliche Strategie bei Momenten- und bei Kraftsteuerung in der Seitenbewegung. Bei einem Kurvenflugmanöver mit Momenten-

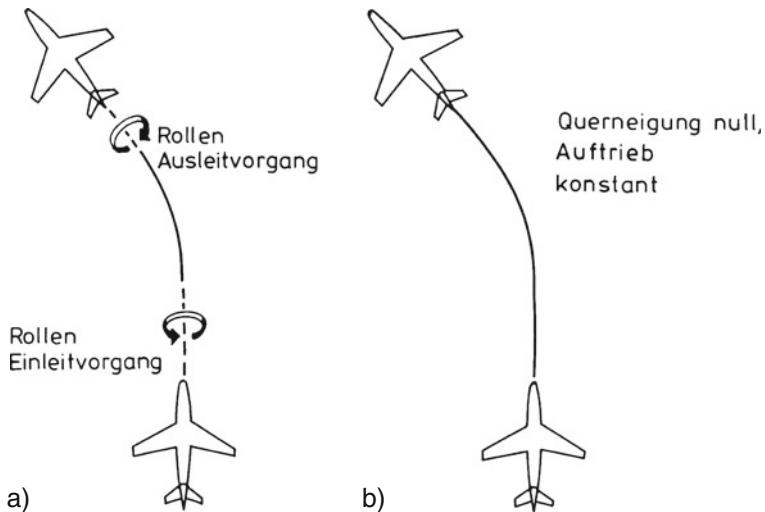


Bild 15.10 Vergleich der Kursänderung mit a) Rollsteuerung und b) direkter Seitenkraftsteuerung nach /Altenkirch 90/

steuerung müssen nicht nur Quer- und Seitenruder koordiniert betätigt werden, sondern mit dem Höhenruder muß zusätzlich in der Kurve der Auftrieb vergrößert werden (vgl. Kap.14.3.3), es sind also drei Stellglieder zu koordinieren. Dagegen bleibt bei direkter Seitenkraftsteuerung der Hängewinkel null und damit auch die Summe von Auftrieb und Gewicht. Es genügt also ein einziges Steuerelement, so lange durch die direkte Seitenkraft kein zusätzlicher Widerstand erzeugt wird.

Allerdings ist die Steuerwirksamkeit von ΔY -Steuerelementen nicht sehr groß. Ist das Stellglied nicht genau am Schwerpunkt angeordnet, so muß das entstehende Giermoment mit Hilfe eines weiteren Stellglieds kompensiert werden. Bild 15.11 zeigt die Steuerwirksamkeit von verschiedenen Konfigurationen ähnlich dem Alpha-Jet als Funktion des Anstellwinkels. Die dann erzielbare Querbeschleunigung ist (mit Gl.1.2.6)

$$b_y = V_0 Y_y \Delta Y = \frac{\bar{q} S}{m} C_{Qy} = g \frac{C_{Qy}}{C_{A0}} . \quad (15.3.12)$$

Bei einem mittleren Wert von $C_{Qy} = 0,03$ in Bild 15.11 ist also eine Querbeschleunigung von ca. $0,3 \text{ m/s}^2$ erreichbar. Die gleiche Wirkung wird mit einem Hängewinkel von knapp 2° erzielt. Auch durch unsymmetrisch ausgeschlagene Vorflügel (*canards*) läßt sich auf Grund der Beeinflussung des Strömungsfeldes am Flügel eine Seitenkraft erzeugen. Das dabei entstehende Giermoment muß mit Hilfe des Seitenruders kompensiert werden.

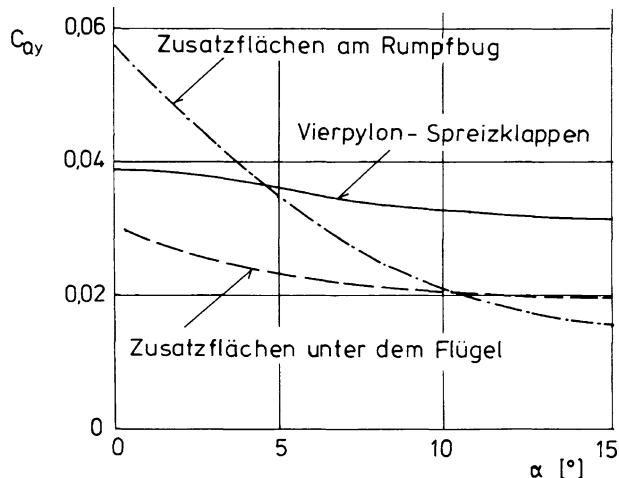


Bild 15.11 Wirksamkeit verschiedener Konfigurationen zur Erzeugung von Seitenkraft nach [/Altenkirch 90/](#)

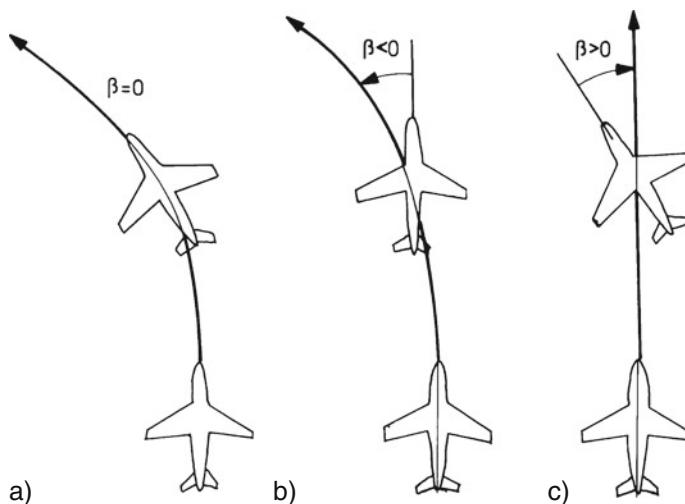


Bild 15.12 Manöverformen bei direkter Seitensteuerung: a) Kursänderung bei $\Phi = 0$, b) Kursänderung bei $\Phi = 0, \Psi = 0$, c) Schiebeflug bei $\Phi = 0$ nach [/Altenkirch 90/](#)

Die direkte Seitenkraft kann eingesetzt werden, um wie in Bild 15.12

- a) eine schiebefreie Kursänderung ohne Hängewinkel durchzuführen,
- b) eine Kursänderung bei konstantem Roll- und Gierwinkel vorzunehmen (seitliche Versetzung),
- c) den Gierwinkel bei konstanter Bahn zu steuern (*fuselage pointing*).

Manöver a) ist für die hochpräzise Flugbahnsteuerung bei Kampfflugzeugen von Bedeutung, Manöver b) erleichtert Kurskorrekturen kurz vor der Landung, während Manöver c) den Zielbereich erweitert. Letzteres ist auch vorteilhaft bei Seitenwindlandungen einzusetzen, vgl. Kap.16.4.2. Dadurch würde der zur Luuwinkelkorrektur erforderliche Hängewinkel reduziert.

Eine direkte Seitenkraftsteuerung erfordert die Anbringung zusätzlicher Stellflächen, die die Flugzeugkonfiguration verändern und evtl. zusätzlichen Widerstand erzeugen. Daraus resultieren natürlich auch Zusatzkräfte bei Flugzeuggbewegung (β, r_K), was sich in den entsprechenden Derivativen $C_{n\beta}$, C_{nr} usw. niederschlägt. Sowohl der Charakter der Seitenbewegung (insbesondere der Taumelschwingung) als auch die Böenempfindlichkeit wird dadurch verändert.

Direkte Widerstandssteuerung

Symmetrisch ausgeschlagene Bremsklappen (Spreizklappen) am Flugzeugheck (Buccaneer), Seitenleitwerk (Space-Shuttle) oder an Triebwerksaufhängung oder Pylonen (Alpha-Jet-CCV) lassen sich zur schnellen Modulation des Widerstandes, also zur aerodynamischen direkten X-Kraft-Steuerung einsetzen. Bild 15.13 zeigt den Einfluß von Spreizklappen auf Widerstand und Nickmoment beim Alpha-Jet. Die Wirksamkeit einer solchen Luftbremse ergibt sich aus folgender Abschätzung für den Horizontalflug

$$n_{tx} = -\frac{\Delta W}{mg} = -\frac{\bar{q} S \Delta C_W}{mg} = -\frac{\Delta C_W}{C_{A0}} . \quad (15.3.13)$$

Sie ist vom Staudruck bzw. vom Auftriebsbeiwert abhängig. Mit den in Bild 15.13 gezeigten Werten kann im bodennahen Flug bei $M = 0,6$ eine Verzögerung von $n_{tx} = -1,25$ erzielt werden. Damit läßt sich der x-Freiheitsgrad präzise steuern.

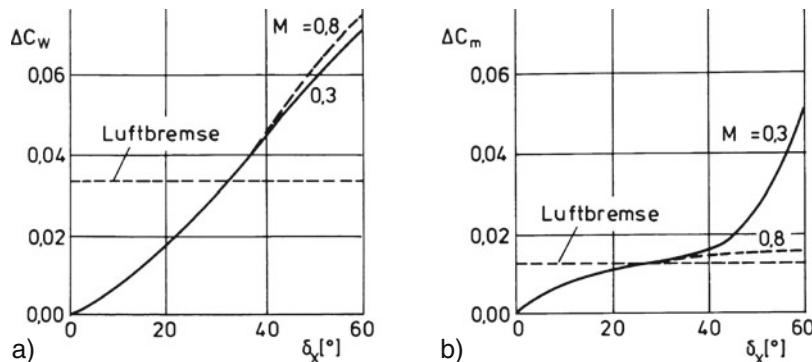


Bild 15.13 Einfluß von symmetrischem Spreizklappenaußschlag auf a) Widerstand und b) Nickmoment aus /Altenkirch 90/

15.3.3 Regelung mit Hilfe direkter Kraftsteuerung

Die meisten Erfahrungen zum Einsatz direkter Kraftsteuerung für Regelungszwecke liegen bezüglich direkter Auftriebssteuerung (DLC) vor. Beispielhaft hierfür sind die Erprobungsprogramme des DLR zur In-flight-Simulation mit den Versuchsflugzeugen HFB 320 und ATTAS. Die Flugzeugreaktion auf Höhenruder- und Klappenkommandos wurde in [Kap.8.5.1](#) diskutiert. In [Kap.8.5.2](#) wurde dargestellt, daß das unterschiedliche Vorzeichen von Z_η und M_η bei Drachenflugzeugen zu unerwünschtem Allpaßverhalten in der ÜF $\hat{g}_{\gamma\eta}(s)$ führt, vgl. auch die Ausführungen in [Kap.15.3.1](#).

Wesentliches Ziel beim Einsatz von DLC ist die Verbesserung der Bahnreaktion und die gleichzeitige Beseitigung dieses Allpaßverhaltens. Wie in [Bild 2.10](#) und [Kap.10.1](#) angedeutet, ist je nach Bauart auftriebsverändernder Klappen das Verhältnis von Auftriebs- zu Momentenzuwachs Z_z/M_z sehr verschieden, dieses kann positiv oder negativ sein. Durch Koordinierung des Höhenruderausschlags η mit einer geeigneten DLC-Klappe Δ_Z (Faktor k) zu einer fiktiven Steuergroße δ kann die Zuordnung zwischen dem Gesamt-Stellmoment

$$M_\delta \delta = M_\eta \eta + k M_z \Delta_z \quad (15.3.14)$$

und der Gesamt-Auftriebsänderung

$$Z_\delta \delta = Z_\eta \eta + k Z_z \Delta_z \quad (15.3.15)$$

in gewissen Grenzen variiert werden [/Hanke 85/](#). Dadurch wird die Flugzeugreaktion stark verändert, wie Bild [15.14](#) zeigt.

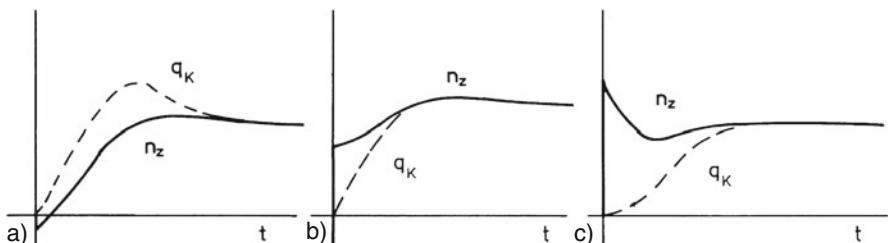


Bild 15.14 Sprungantworten von q_K und n_z bei a) reiner Momentensteuerung ($k = 0$),
b) Misch-Steuerung, c) reiner Auftriebssteuerung (nach [/Hanke 85/](#))

Das im Bild gezeigte Verhalten lässt sich an Hand der Herleitung von [Kap.8.5.1](#) nachvollziehen. Das Anfangsverhalten von q_K und n_z ist direkt aus dem Signalflußdiagramm von [Bild 14.1](#) abzulesen, zu

$$\dot{q}_K|_{t=0} = M_\delta \delta \quad (15.3.16)$$

$$n_z|_{t=0} = -\frac{V_0}{g} Z_\delta \delta . \quad (15.3.17)$$

Das Kurzzeit-Stationärverhalten wurde ermittelt zu

$$\frac{q_K}{\delta} \Big|_{t \gg T_{AS}} = \frac{Z_\alpha M_\delta - Z_\delta M_\alpha}{M_\alpha - Z_\alpha M_q} \quad (8.4.6)$$

$$\frac{n_z}{\delta} \Big|_{t \gg T_{AS}} = \frac{V_0}{g} \frac{q_K}{\delta} \Big|_{t \gg T_{AS}} . \quad (8.5.4)$$

Die Anfangsreaktion in q_K und n_z ist eine direkte Funktion von M_δ und Z_δ und kann durch diese Größen modifiziert werden. Soll dabei die quasi-stationäre Antwort von q_K und n_z unverändert bleiben, so muß nach Gl.8.4.7 (Mit $\eta = \delta$) gelten

$$Z_\alpha M_\delta - Z_\delta M_\alpha = \text{const} ,$$

was nur schwierig erfüllt werden kann. Einfacher ist es, das DLC-Stellglied über einen Hochpaß (*washout-filter*) anzusteuern und damit nur die Anfangsreaktion des Flugzeugs zu korrigieren, wie in Bild 15.15 angedeutet. Damit ist z. B. eine effektive C^* -Regelung möglich.

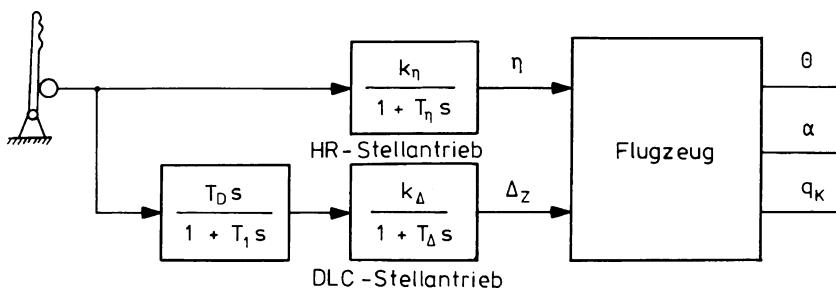


Bild 15.15 Kombiniertes Höhenruder-DLC-System mit *washout-filter*

Bei der Auslegung eines solchen Reglers sind allerdings die evtl. unterschiedlichen Verzögerungen im Stellsystem für Flügel (DLC) und Höhenleitwerk zu beachten. Diese können das Ergebnis entscheidend verschlechtern *Schafranek 80/*. Schließlich ist auch die stationäre Antwort auf die kombinierte Steuerung in Rechnung zu stellen, wobei natürlich die Widerstandsänderung X_δ mit zu berücksichtigen ist. Hier ist vor allem das Verhältnis von Fahrt- und Bahnwinkeländerung von Bedeutung *Hanke 85/*.

Insgesamt bietet der Einsatz von DLC Möglichkeiten, die Kopplung von Nick- und Vertikalbewegung zu modifizieren. Allerdings ist bei höheren Anforderungen zusätzlich ein schnelles Δ_X -Stellglied (Widerstandserzeuger) erforderlich.

15.4 Reduzierte Stabilität

Die klassischen Flugeigenschaftsrichtlinien fordern Eigenstabilität des Flugzeugs, um die Belastung des Piloten in Grenzen zu halten. Nur für Notflugbedingungen wird bei den Bahnfreiheitsgraden leichte Instabilität zugelassen (typisch 6 s zur Verdopplung der Amplitude, vgl. Kap.11.2). Eine Reduktion des Stabilitätsmaßes hat allerdings Vorteile bezüglich Flugleistung und Manövriertfähigkeit. Seit der Verfügbarkeit von Fly-by-Wire lässt sich fehlende natürliche Stabilität bei ausreichender technischer Sicherheit durch künstliche Stabilität ersetzen. Das wird vielfach eingesetzt, um einen besseren Kompromiß zwischen Flugeigenschaften und Flugleistungen zu erzielen /Weise 90/.

15.4.1 Flugmechanische Zusammenhänge

In Kap.3.2 wurde ausgeführt, daß für einen stabilen Flug ein positives Nullauftriebsmoment und eine negativ geneigte Momentenkennlinie (vgl. Bild 3.17) nötig sind. Daraus resultiert die Forderung für das Nickmomententerativ

$$C_{m(A=0)} > 0 \quad \text{und} \quad C_{m\alpha} < 0 .$$

Gleichung 3.2.21 sagt aus, daß C_m (und damit auch C_{m0}) mit Hilfe des Höhenleitwerk-Einstellwinkels i_H gesteuert werden kann und daß $C_{m\alpha}$ eine Funktion der Schwerpunktlage x_N gegenüber dem Flugzeugneutralpunkt ist.

Im unbeschleunigten Horizontalflug ist der Auftrieb gleich dem Gewicht (Gl.1.2.6) und die Summe der Nickmomente muß null sein ($C_m = 0$). Bild 15.16a veranschaulicht den ausgetrimmten Zustand für eine konventionelle Flugzeugkonfiguration mit vorderer Schwerpunktlage (wenig mehr als 25% der Flügeltiefe). Es sind die drei Auftriebsanteile nach Gl.3.2.19 eingetragen, wobei

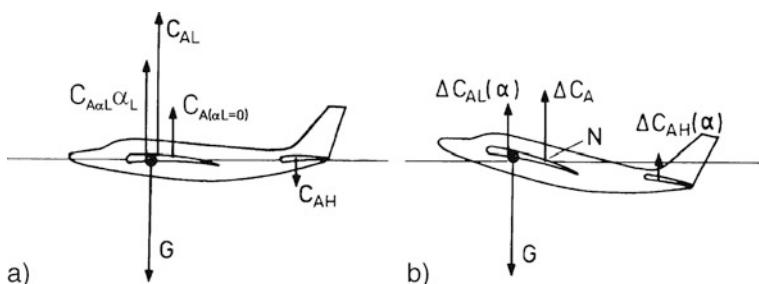


Bild 15.16 Auftrieb und Längsmoment bei konventioneller Konfiguration

- der Nullauftrieb $C_{AL(\alpha L=0)}$ bei $\bar{c}/2$ angreift
- der α -abhängige Flügelaufttrieb $C_{A\alpha L}\alpha_L$ bei $\bar{c}/4$ angreift und
- der Höhenleitwerksauftrieb im Höhenleitwerksneutralpunkt angreift.

Außerdem ist der Gesamt-Flügelauftrieb C_{AL} eingezeichnet. Dieser greift am Flügeldruckpunkt an, der mit wachsendem α von $\bar{c}/2$ nach $\bar{c}/4$ wandert. Da der Schwerpunkt vor dem Angriffspunkt des Gesamt-Flügelauftriebs liegt, muß am Höhenleitwerk Abtrieb erzeugt werden, um Momentengleichgewicht zu erzielen. Bei einer Abweichung $\Delta\alpha$ vom ausgetrimmten Zustand (Bild 15.16b) entsteht ein Zusatzauftrieb an Flügel und Leitwerk, dessen Resultierende am Flugzeugneutralpunkt N angreift. Da dieser hinter dem Schwerpunkt liegt, ergibt sich ein relativ großes negatives Moment $C_{m\alpha}\Delta\alpha$ (Federsteifigkeit, „statische Stabilität“).

Die stabilisierende Federkonstante wird dadurch erkauft, daß außer bei großem Anstellwinkel im ganzen Flugbereich am Heckleitwerk Abtrieb erzeugt werden muß. Da der Gesamtauftrieb gleich dem Gewicht ist, hat der Flügel den Leitwerksabtrieb durch Zusatzauftrieb zu kompensieren. Der induzierte Widerstand ist an Flügel und Leitwerk quadratisch abhängig vom erzeugten Auftrieb. Dieser ist um den doppelten Leitwerksanteil größer, als wenn das Höhenleitwerk mittragen würde.

Findet man eine Flügel-Leitwerk-Konfiguration bzw. eine Schwerpunktlage, bei der das Leitwerk mitträgt, so reduziert sich der am Flügel zu erzeugende Auftrieb entsprechend und so auch der Gesamtwiderstand. Dadurch könnte der Flügel leichter gebaut und der stationäre Schub und damit der Treibstoffverbrauch verringert werden. Die Einsparung an Struktur- und Treibstoffgewicht könnte in Nutzlast und/oder Reichweite umgesetzt werden.

In Bild 15.17 ist der Schwerpunkt auf ca. 40% der Flügeltiefe zurückverlagert. Da er hinter den Angriffspunkt des Gesamt-Flügelauftriebs rückt, muß jetzt am Höhenleitwerk Auftrieb erzeugt werden, um Momentengleichgewicht zu erreichen. Der Abstand zwischen Schwerpunkt und Flugzeugneutralpunkt N (Hebelarm des Zusatzauftriebs bei Anstellwinkeländerung) in Bild 15.17b ist wesentlich kleiner geworden, in gleichem Maße hat sich die Federsteifigkeit $C_{m\alpha}$ reduziert. Das verringert die Steigung der Momentenkennlinie in Bild 3.17, so daß das Flugzeug empfindlich auf Momentenänderungen (z. B. Schubmoment) reagiert, was durch Trimmung i_H ausgeglichen werden muß. Die Reduktion von $C_{m\alpha}$ hat außerdem eine Verkleinerung der Frequenz der Anstellwinkelschwingung zur Folge; das ist durch entsprechende Rückführung zu korrigieren.

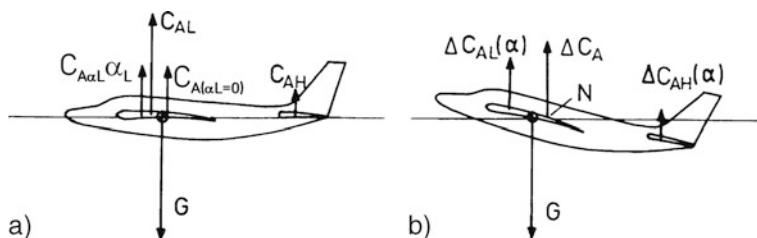


Bild 15.17 Auftrieb und Längsmoment bei Rückverlagerung des Schwerpunktes

Wird der Schwerpunkt noch weiter zurückverlagert, so muß das Leitwerk einen immer größer werdenden Anteil des Auftriebs übernehmen, um Momentengleichgewicht herzustellen. Rückt der Schwerpunkt hinter den Flugzeugneutralpunkt wie in

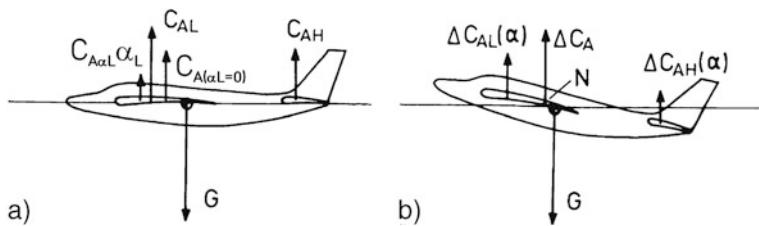


Bild 15.18 Auftrieb und Längsmoment bei Schwerpunktlage hinter dem Flugzeugneutralpunkt

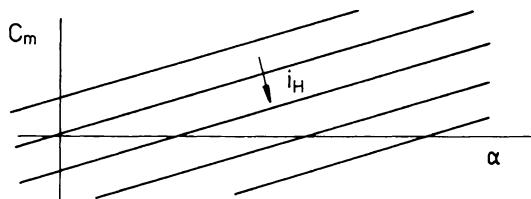


Bild 15.19 Momentenkennlinie bei negativer Federsteifigkeit

Bild 15.18, so wird das Rückstellmoment $C_{m\alpha}$ positiv und die Momentenkennlinie erhält eine positive Steigung wie in Bild 15.19. Jetzt ist ein Momentengleichgewicht nur noch erzielbar, wenn das Nullauftriebsmoment negativ wird ($i_H > 0$). Wegen der positiven Steigung von $C_m(\alpha)$ existiert aber kein stabiler Arbeitspunkt mehr, dieser muß vielmehr durch Rückführung von α auf das Höhenruder (η) oder das Leitwerk (i_H) künstlich stabilisiert werden.

Den Einfluß der Schwerpunktlage auf die Eigenwerte der Flugzeulgängsbewegung beim Airbus A300 zeigt Bild 15.20. Bei ca. 48% Rücklage rücken die Pole von AS und PH je zum Doppelpol zusammen, bei ca. 49% überschreitet ein reeller Pol die Stabilitätsgrenze und je ein Pol von AS und PH erzeugen eine neue Schwingungsform.

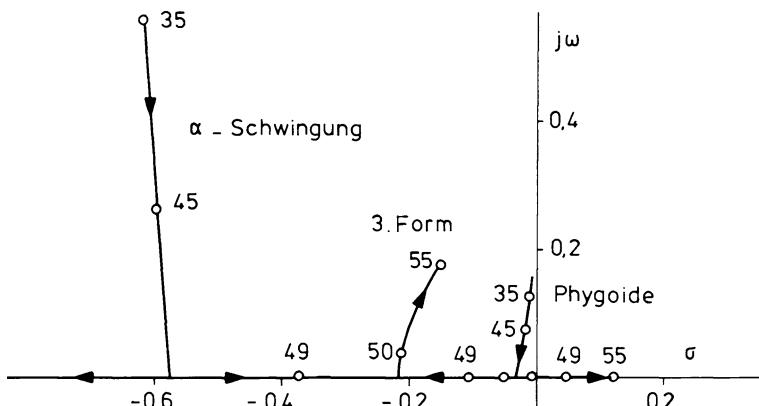


Bild 15.20 Einfluß der Schwerpunktrückverlagerung (in % der mittleren Flügeltiefe relativ zur Flügelvorderkante) auf die Eigenwerte der Längsbewegung beim Airbus A300 (nach /Weise 90/)

15.4.2 Lösungen für Transportflugzeuge

Die Reduzierung der Stabilität bietet für Transportflugzeuge auf Grund von Strukturgewichts- und Treibstoffeinsparung eine direkte Reduktion der Betriebskosten. Eine Realisierung ist allerdings von einer Reihe anderer Faktoren abhängig. Wegen der unterschiedlichen Beladung und des Treibstoffverbrauchs muß stets ein größerer Toleranzbereich für die Schwerpunktlage zugelassen werden (typisch von 25% bis 35% der mittleren Flügeltiefe, bezogen auf die Flügelvorderkante), wobei die vorderste Schwerpunktlage durch die Möglichkeit zur Trimmung begrenzt ist. Aus konstruktiven Gründen ist die Schwerpunktlage nicht beliebig veränderbar und muß bereits beim Flugzeugentwurf, z. B. für die Anordnung des Fahrwerks, festgelegt werden. Die Anordnung von Flügelkästen, Fahrwerksschacht oder Unterflur-Frachträumen liefern dafür schwer modifizierbare Randbedingungen. Eine weitere Randbedingung stellt die Bugradlast beim Start dar, vgl. Bild 15.21. Der Schwerpunkt muß wenigstens so weit vor dem Hauptfahrwerk angeordnet sein, daß das (meist positive) Schubmoment und das Flügelmoment kompensiert werden und das Bugrad noch ausreichend Bodenhaftung erhält. Notfalls muß die Beschleunigung beim Startvorgang begrenzt werden. Schließlich ist für ausreichende Trimmbarkeit im gesamten Flugbereich zu sorgen.

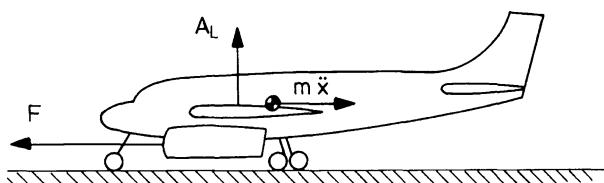


Bild 15.21 Zur rückwärtigen Schwerpunktlage beim Start

Eine ausgezeichnete Möglichkeit zur Schwerpunktverlagerung bietet die Anordnung eines zusätzlichen Treibstofftanks im Flugzeugheck (Trimmtank im Höhen- oder Seitenleitwerk). Wird der Treibstoff umgepumpt, so kann während des Fluges der Schwerpunkt unterschiedlichen Bedingungen angepaßt werden. Das wurde zuerst in der Concorde realisiert, um die Rückverlagerung des Neutralpunkts im Überschallflug zu kompensieren. Trotz des Zusatzgewichts des Trimmtanks wird auf Grund der Widerstandsreduktion bei Mittel- und Langstreckenflugzeugen ein merklicher Leistungsgewinn erzielt (z. B. im Airbus A300).

Vielfach wird im Zusammenhang mit reduzierter Stabilität auch eine Verkleinerung des Höhenleitwerks vorgeschlagen. Das hätte den zusätzlichen Effekt der Verringerung der Leitwerksfläche und damit des Reibungswiderstandes. Wie Bild 15.22 zeigt, in dem die Grenzen für Stabilität und Trimmbarkeit als Funktion von Leitwerksfläche S_H und Schwerpunktlage x_N eingezeichnet sind, wird durch Verkleinerung der Leitwerksfläche der Stabilitätsbereich kleiner. Bleibt der Schwerpunkt fest, so findet keine Last-Umverteilung zwischen Flügel und Leitwerk statt, also auch keine Reduktion des induzierten Widerstandes. Es wird nur eine mäßige

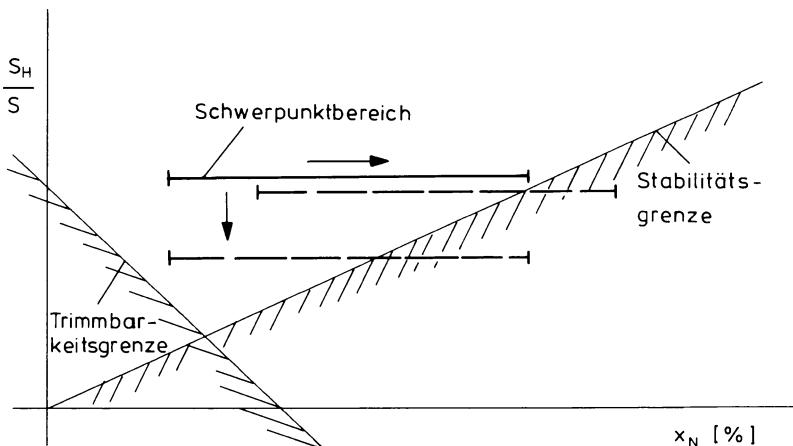


Bild 15.22 Prinzipielle Möglichkeiten der Destabilisierung nach [Weise 90](#)/

Verringerung des Reibungswiderstandes erzielt auf Kosten zusätzlicher Stabilisierungsmaßnahmen.

In einem Erprobungsprogramm mit der Lockheed L-1011 wurde nachgewiesen, daß bei reduzierter Stabilität (bis zu 3% Schwerpunktrücklage gegenüber der Stabilitätsgrenze) mit einer Dämpferrückführung ($q_K \rightarrow \eta$) zufriedenstellende Flugeigenschaften erzielt werden können. Eine volle Kompensation der Stabilität ist allerdings nur durch eine α - oder Θ -Rückführung mit voller Reglerautorität erreichbar.

Die Reduktion der Federsteifigkeit $C_{m\alpha}$ macht gleichzeitig die Steuerung von α empfindlicher. Ein unbeabsichtigtes Überschreiten des maximalen Anstellwinkels ist dadurch leichter möglich und muß mit Hilfe eines Reglers verhindert werden.

15.4.3 Lösungen für Kampfflugzeuge

Auch bei Kampfflugzeugen wird eine Reduktion der Stabilität mit Erfolg eingesetzt. Allerdings spielt hier die Widerstandsreduktion eine untergeordnete Rolle, weit wichtiger ist der Gewinn an Manövriergeschicklichkeit. Bei großer statischer Stabilität $C_{m\alpha}$ sind zum Manövrieren große Stellausschläge nötig. Umgekehrt wächst mit abnehmendem $C_{m\alpha}$ das zur Initiierung der Bewegung (\dot{q}_K) verfügbare Stellmoment aus

$$\dot{q}_K = M_\alpha \alpha + M_q q_A + M_\eta \eta + \dots . \quad (15.4.1)$$

Im quasistationären Fall ($\dot{q}_K = 0$) gilt

$$\alpha_{\text{stat}} = -\frac{M_\eta}{M_\alpha} \eta , \quad (15.4.2)$$

d. h. je kleiner M_α ist, desto kleiner kann bei gewünschter Anstellwinkeländerung der Stellausschlag sein. Beides erhöht die Möglichkeit, das Flugzeug mit kleinen Steuerausschlägen zu schnellen Bahnänderungen zu veranlassen („Agilität“). Auch hier muß die reduzierte Federkonstante durch eine Rückführung ersetzt werden. Nach Kap.14.1.1 haben die Rückführungen $\alpha \rightarrow \eta$ und $\Theta \rightarrow \eta$ ähnlichen Einfluß auf den Nickfreiheitsgrad, wobei die Lagewinkelrückführung (evtl. aus der Integration von q_K gewonnen) einfacher zu realisieren ist. Diese bietet weiterhin die Möglichkeit, das natürliche M_α durch ein künstliches M_Θ zu ersetzen und dadurch die Flugzeugsteuerung vom aerodynamischen auf ein erdparalleles Koordinatensystem zu verlagern. Das bietet wiederum neue Möglichkeiten der Manöverstrategie /Mangold 90/.

Ähnliche Verhältnisse liegen in der Seitenbewegung vor. Durch die konventionell geforderte Stabilität der Spiralbewegung wird das Flugzeug an den Vektor V_A gebunden, d. h. der Schiebewinkel wird stets durch natürliche Stabilität auf Null zurückgeführt. Absichtliches Vergrößern von β erfordert einen entsprechenden Seitenruderausschlag. Ist die Spiralbewegung indifferent (Pol im Koordinatenursprung), so ist eine β -Steuerung (z. B. Ψ -Steuerung bei konstantem Bahnazimut χ) mit großer Empfindlichkeit realisierbar und erfordert verschwindend kleine Steuerausschläge, was die Manövriertbarkeit wesentlich verbessert.

15.5 Betriebsgrenzen-Regelung

Die Ausweitung des Flugbereichs in Richtung höherer Anstellwinkel, d. h. näher an die Auftriebsgrenze heran, erfordert die Überwachung des Anstellwinkels und die zuverlässige Verhinderung einer Überschreitung seines Maximalwertes. In konventionellen Reglern wird der Pilot bei Annäherung an α_{\max} dadurch gewarnt, daß der natürliche Effekt des Steuerknüppel-Schüttelns künstlich nachgebildet wird (*stick shaker*). Ein Überschreiten von α_{\max} wird dadurch verhindert, daß der Steuerknüppel durch den Regler mit großer Kraft nach vorn gedrückt wird (*stick pusher*). In Fly-by-Wire-Systemen wird es möglich und notwendig, daß der Regler statische und dynamische Überschreitungen eines α -Grenzwertes zuverlässig verhindert, indem das Pilotenkommando begrenzt oder notfalls ignoriert wird. Die Fly-by-Wire-Flugzeuge der Airbus-Familie verfügen über mehrere Funktionen zur Einhaltung eines sicheren Flugbereichs (*flight envelope protection*). Neben einer Begrenzung des Lastvielfachen gibt es Schutzfunktionen, um das Überschreiten von Grenzwerten bei Anstellwinkel, Fluggeschwindigkeit und Längsneigungs- und Hängewinkel zu verhindern /Fielding Lu 00/.

Die Reduktion der Federsteifigkeit (statische Stabilität) in Längs- und Seitenbewegung zur Erhöhung der Manövriertfähigkeit erleichtert zusätzlich das unbeabsichtigte Überschreiten von Flugbereichsgrenzen. Diese Maßnahmen sind nur dann einsetzbar, wenn der Regler in der Lage ist, das Einhalten aller Grenzen zu gewährleisten.

Auch die Erweiterung der Flugbereichsgrenzen zu hoher Machzahl hin erfordert sichernde Maßnahmen. In konventionellen Autopiloten wird die Trimmung

dazu benutzt, große Lastigkeitsänderungen auszugleichen und sowohl ein Abtauchen (*Mach-trim*) als auch ein Aufbüumen des Flugzeugs (*α -trim*) zu verhindern. Die Höchstgeschwindigkeit eines Flugzeugs wird durch die Phänomene des *buffeting* (periodische Verlagerung des Druckstoßes am Flügel) und des Flügelflatterns (durch aeroelastische Effekte hervorgerufene, aufklingende Flügelschwingungen) begrenzt. Während das *buffeting* durch Modifikation des Flügelprofils verhindert, bzw. zu höherer Fluggeschwindigkeit hin verlagert werden kann, erfordert die Verhinderung des Flatterns eine strukturelle Verstärkung des Flügels. Um auch diesen Effekt ohne Strukturänderung zu höherer Geschwindigkeit hinauszuzögern, werden regelungstechnische Maßnahmen der Schwingungsdämpfung eingesetzt.

In dem Maße, wie die Steuerreaktion des Flugzeugs mit Hilfe neuer Stellsysteme und regelungstechnischer Maßnahmen verbessert und beschleunigt wird, müssen auch rotatorische und translatorische Beschleunigungen (Lastvielfache) und Drehgeschwindigkeiten überwacht und begrenzt werden. Das ist besonders in Kampfflugzeugen wichtig. So enthalten die Regelgesetze des Eurofighter Funktionen zur Begrenzung von Anstellwinkel, Lastvielfachem und Rollgeschwindigkeit in Abhängigkeit vom Beladungszustand. Die Steuerflächenausschläge werden staudruckabhängig begrenzt, um lokale Überlastungen der Flugzeugstruktur zu vermeiden /*Fielding Lu 00*.

Ziel ist dabei, dem Piloten die Möglichkeit zu geben, mit voller Autorität sehr schnelle Manöver zu kommandieren, ohne daß er sich um das Einhalten von Betriebsgrenzen kümmern muß (*carefree manœuvering*). Statt ständig viele Anzeigen überwachen zu müssen, kann er diese Aufgabe dem Regler überlassen. Das wird auch bei der Triebwerksregelung praktiziert. Der Regler begrenzt hier auftretende Übertemperaturen, Verdichterdruckverhältnis (Pumpgrenze), Drehzahl und -beschleunigung im gesamten Betriebsbereich, so daß der Pilot gefahrlos beliebige Drosselkommandos tätigen kann. Weder beim Flugzeug noch beim Triebwerk darf der Begriff aber im Sinne sorgloser (*careless*) oder unbekümmter Vorgehensweise interpretiert werden.

Sowohl im militärischen als auch im zivilen Bereich sind moderne Regler mit vielen sichernden und begrenzenden Funktionen ausgestattet. Diese müssen mit voller Autorität und hoher Reaktionsgeschwindigkeit arbeiten. Sie können daher nicht nachträglich hinzugefügt werden, sondern sind Teil eines integrierten Reglerentwurfs. Einige konkrete Beispiele werden in [Kapitel 19](#) und [20](#) vorgestellt.

Zusammenfassung

Die in diesem Kapitel diskutierten Regelungsmaßnahmen zur Erweiterung der Flugbereichsgrenzen werden unter dem Stichwort „Aktive Regelung“ zusammengefaßt. Wie die wenigen hier behandelten Beispiele zeigen, sind die Einzelmaßnahmen sehr vielgestaltig und überschneiden sich z. T. in ihrer Zielsetzung (Beispiel: direkte Kraftsteuerung und reduzierte Stabilität zur Erhöhung der Manövrfähigkeit). Ihre Durchführung ist abhängig von der Schaffung neuartiger, zusätzlicher Stellein-

griffe und sie hat zur Voraussetzung die Verfügbarkeit eines sicheren Fly-by-Wire-Systems voller Autorität.

Durch die zunehmenden Anforderungen an Agilität und Automatisierung im militärischen Bereich und die Entwicklung immer größerer und daher elastischerer Flugzeugstrukturen sind Maßnahmen der „Aktiven Regelung“ heute ein fester Bestandteil des Gesamtentwurfs eines Flugsteuerungs-/Flugregelungssystems.

Literaturverzeichnis zu Kapitel 15

- Altenkirch, D.: Direkte Kraftsteuerung. Carl-Cranz-Kurs F 4.05 Manuskript Nr. 7, 1990.
- Freymann, R.: Eine Methode zur Auslegung des Reglers von aktiven Flatterunterdrückungssystemen. Z. Flugwiss. Weltraumforsch. 7, S. 407–416, 1983.
- Fielding, C., Luckner, R.: Industrial Considerations for Flight Control. In Pratt, R.W. (Hrsg.) „Flight Control Systems“, IEE Control Engineering Series 57, UK, 2000.
- Hahn, K.U., König, R.: ATTAS flight test and simulation results of the advanced gust management system LARS. AIAA Conf. on Atmosph. Flight Mech., Hilton Head, South Carolina, 1992.
- Hanke, D., Wilhelm, K., Lange, H.: Handling qualities aspects of CTOL-aircraft with advanced flight controls. In: AGARD-CP 333, 1982.
- Hanke, D.: Direkte Auftriebssteuerung. Carl-Cranz-Kurs F 4.03, Manuskript Nr. 8, 1985.
- Hecker, S., Hahn, K.-U.: Advanced gust load alleviation system for large flexible aircraft. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2007, First CEAS European Air and Space Conference, CEAS 2007-110, Berlin, Germany, 2007.
- Hitch, H.P.Y.: Active control technology for civil transport. ICAS-paper 86-5.2.2, 1986.
- König, R., Hahn, K.U.: Load alleviation and ride smoothing investigations using ATTAS. Proceedings 17. ICAS-Congress, Stockholm 1990.
- König, R.: Böenlastminderung. Carl-Cranz-Kurs F 4.05 Manuskript Nr. 6, 1990.
- Krag, B., Rohlff, D., Wünnenberg, H.: OLGA, a gust alleviation system for improvement of passenger comfort of general aviation aircraft. ICAS Proceedings, 1980.
- Mangold, P., Wedekind, G.: Integration of aerodynamic, performance, stability and control requirements into the design process of modern unstable fighter aircraft configurations. AGARD LS 153, 1987.
- Mangold, P.: Flugmechanische Basisauslegung moderner Kampfflugzeuge. Carl Cranz Kurs F4.05 Man. Nr. 12, Braunschweig 1990.
- McRuer, D., Johnston, D., Myers, T.: A perspective on superaugmented flight control, advantages and problems. AGARD-CP-384, 1984.
- O'Connel, R.F.: Design, development and implementation of an active control system for load alleviation for a commercial transport airplane. AGARD Report No. 638, 1979.
- Payne, B.W.: Designing a load alleviation system for a modern civil aircraft. ICAS-paper 86-5.2.3, 1986.
- Pélegrin, M.: Active control technology: past, present and future. In: AGARD CP-384, 1985.
- Schafranek, D.: Theoretische Untersuchungen über den Einfluß der Spoilerdynamik auf die Fliegbarkeit eines Flugzeugs mit direkter Auftriebssteuerung. DFVLR-FB. 80-07, 1980.
- Tischler, M.B. (Hrsg.): Advances in aircraft flight control. Taylor and Francis, London 1996.
- Toles, R.D., McMonagle, D.R., Anderson, D.C.: Application of AFTI/F16 task-taylored control modes in advanced multirole fighters. In: AGARD-CP-384, 1985.
- Weise, K.: Reduzierte Stabilität. Carl-Cranz-Kurs F 4.05 Manuskript Nr. 8, 1990.
- Wilschek, A., Maier, R., Hahn, K.-U., Leißling, D., Preß, M., Zach, A.: Flight test with an adaptive feed-forward controller for alleviation of Turbulence exciting structural vibrations. AIAA Guidance, Navigation, and Control, Chicago, Illinois, 2009.
- Wilhelm, K., Gmelin, B.: Aspects of application of active control technology systems for pilot workload alleviation. AGARD CP 384, 1985.

- Wünnenberg, H.: Möglichkeiten und Grenzen der Anwendung direkter Seitenkraftsteuerung. Carl-Cranz-Kurs F 4.05 Manuskript Nr. 10, 1985.
- Active control systems – review, evaluation and projections. AGARD-CP-384, 1984.
 - Advanced control technology and its potential for future transport aircraft. NASA-TM X-3409, 1976.
 - Impact of active control technology on airplane design. AGARD CP-157, 1974.
 - Task-oriented flight control systems. AGARD LS Nr. 89, 1977.

Kapitel 16

Stabilisierung der Flugbahn

Bisher wurden ausschließlich Regler betrachtet, die der Veränderung der Flugeigenschaften oder auch der Lagestabilisierung dienen. Da diese Regler nicht geeignet sind, das Flugzeug auf einer Bahn zu halten, wurde immer stillschweigend vorausgesetzt, daß die Führung des Flugzeugs entweder vom Piloten oder von weiteren äußeren Regelschleifen übernommen wird. Die Darstellung der Standardfunktionen der äußeren Regelschleifen zur Bahnführung ist Inhalt dieses Kapitels. Da mit ihrer Hilfe das Flugzeug vollautomatisch geführt wird, hat sich für diese Regler der Begriff „Autopilot“ eingebürgert.

Die ersten Autopiloten waren Festwertregler, d. h. sie hatten die Aufgabe, einen vorher vom Piloten stabilisierten Flugzustand (Fluglage, Fluggeschwindigkeit) oder eine geradlinige Flugbahn (Flughöhe, Steuerkurs) konstant zu halten. Da die auszuregelnden Abweichungen von der Sollflugbahn klein sind, genügen hierzu lineare Regler. Als Stellgrößen wurden ursprünglich nur Höhen-, Quer- und Seitenruder eingesetzt (Autopilot im engeren Sinn), später kam der Triebwerksschub hinzu (Vortriebsregler, *auto throttle*). Auch heutige Flugregelungssysteme bieten diese Funktionen als Grund-Betriebsarten an (*/Moir Se 06/, /Collinson 03/*).

Diese Flugregler können den Piloten nur zeitweise, aber nicht vollständig ersetzen. Der Pilot muß jede Änderung der Flugzeugkonfiguration selbst vornehmen, d. h. er muß Landeklappen und Spoiler setzen, häufig auch den Triebwerksschub und die Trimmung nachführen. Auch jede Flugbahnänderung bedarf des Eingriffs des Piloten. In einfachen Fällen muß er dazu den Autopiloten abschalten, eine neue Höhe oder einen neuen Steuerkurs erfliegen, diesen stabilisieren und daraufhin den Regler wieder „aufschalten“. Aufwendigere Regler bieten die Möglichkeit, neue Sollwerte vorzugeben und führen das Übergangsmanöver selbsttätig über ein nicht-lineares Regelgesetz durch.

Wir werden uns in diesem Kapitel auf die linearen Reglerfunktionen für statio-näre Flugphasen beschränken und nur einfache Maßnahmen zur Bahnänderung behandeln. Neuere Verfahren zur automatischen Bahnführung auf stetig gekrümmten oder häufig wechselnden Flugbahnen sind Inhalt von [Kapitel 17](#).

Autopiloten haben im wesentlichen die beiden Aufgaben der Bahnstabilisierung und der Reduktion des Einflusses von Turbulenz auf die Flugbahn. Diese Aufgaben lassen sich an den folgenden einfachen Gleichungen verdeutlichen

$$\dot{H} = V_K \sin \gamma \quad (6.1.14)$$

$$\gamma = \Theta - \alpha - \alpha_W \quad (1.3.1)$$

$$\dot{\chi} = \frac{1}{m V_K} Q + \frac{g}{V_K} \Phi . \quad (7.2.9)$$

Die Bahngrößen H und χ gehen durch offene Integration aus anderen Zustandsgrößen hervor, d. h. die entsprechenden ÜF'nen haben jeweils einen Pol im Koordinatenursprung. Das bedeutet zunächst, daß das Flugzeug bezüglich der Flugbahn instabil ist und daß ein sich selbst überlassenes Flugzeug auf Grund unvermeidlicher Abweichungen der Zustandsgrößen in wachsendem Maße von seiner Flugbahn abweicht. Durch entsprechende Rückführungen muß das Bahnverhalten also stabilisiert werden, d. h. die aus Gl.6.1.14 und 7.2.9 resultierenden Pole im Koordinatenursprung müssen nach links verschoben werden. Als wirksamste „Stellgrößen“ dafür folgen aus den obigen Gleichungen

- der Flugbahnneigungswinkel γ (ersatzweise Θ und α),
- der Hängewinkel Φ .

Alle Größen in obigen Gleichungen sind durch Wind und Turbulenz gestört (vgl. Kap.8.5.4). Das gilt für

$$V_K(u_{Wk}), \gamma(\alpha_W), Q(\beta_W) \text{ und } \Phi(p_W) .$$

Die zweite Aufgabe der Bahnregler besteht also darin, den Einfluß von Wind und Turbulenz auf die Bahngrößen

$$H(\text{bzw. } \gamma), V_K (\text{bzw. } V_A) \text{ und } \chi$$

zu reduzieren und wenigstens stationäre Führungsgenauigkeit zu gewährleisten. Die in der Strecke enthaltenen Integrationen kommen dem zu Hilfe: eine Integration in den entsprechenden Reglern ist entbehrlich.

Schließlich ist aus obigen Gleichungen abzulesen, daß Bahnregler auf die Lage- regler für Θ und Φ , also auf die in Kapitel 14 behandelten Basisregler aufgebaut werden können. Sie sind getrennt nach den Regelgrößen Höhe, Fahrt und Kurs als Eingrößen-Kaskadenregler aufzubauen. Die Randbedingungen für diese Regler und die Auswahl der Regelgrößen wurden in Kap.11.3.1 ausführlich diskutiert.

16.1 Regelung von Höhe und Vertikalgeschwindigkeit

Die einfachsten Betriebsarten von Autopiloten sind abgesehen von der Lageregelung solche, die jeweils eine Bahngröße, in der Längsbewegung also Höhe oder Fahrt konstant halten. Sie werden vornehmlich im Reiseflug zur Entlastung des Piloten eingesetzt, und zwar als Festwertregler mit konstantem Sollwert. Beide

Betriebsarten werden auf dem in [Kap.14.2](#) diskutierten Basisregler aufgebaut. Das hat den Vorteil, daß man durch einfaches Zuschalten einer äußeren Regelschleife von der Betriebsart Lageregelung zur Fahrt- oder Höhenregelung übergehen kann.

Da jeweils nur das Höhenruder als Stellglied eingesetzt wird, handelt es sich bei diesen Reglern um Eingrößensysteme, die entsprechend einer Kaskadenregelung aufgebaut sind. Hierdurch wird aber nur eine der beiden Bahnkomponenten in der Längsbewegung automatisch geregelt, während der Pilot die jeweils andere Komponente regeln muß. Der relativ einfache Regleraufbau wird also dadurch erkauft, daß der Pilot am Regelvorgang beteiligt bleibt. Solange es sich um stationäre Flugabschnitte handelt (z. B. Flug in konstanter Höhe), wird der Pilot dadurch wirksam entlastet.

16.1.1 Struktur der Höhenregelung

Eine positive Regelabweichung $\Delta H = H - H_c$ (Definition vgl. [Kap.2.7](#)) muß durch einen negativen Flugbahnwinkel γ abgebaut werden. Die Höhe kann also mit Hilfe des Flugbahnwinkels gesteuert werden, γ ist im Sinne einer Kaskadenregelung die „Stellgröße“ der Höhenregelung, wie in Bild 16.1 gezeigt. Umgekehrt ist der Sollwert γ_c für das innere Regelungssystem proportional $-\Delta H$. Wie schon mehrfach erwähnt, wird aber eine Bahnwinkelregelung selten praktiziert, so daß der Höhenregler i. allg. den in Bild 16.2 gezeigten Aufbau hat. In diesem Bild wurde das SFD der Strecke gegenüber [Bild 7.5](#) umgeformt, um den kaskadenförmigen Aufbau des Regelungssystems zu verdeutlichen.

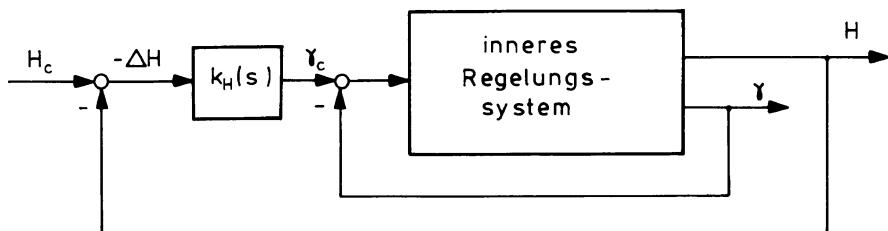


Bild 16.1 Zum Kaskadenaufbau der Höhenregelung

Der Bahnwinkel γ als Eingang zum Streckenteil „Flugbahn“ in Bild 16.2 wird durch $\dot{\gamma}$ „gesteuert“. Will man eine Differentiation von γ vermeiden, so kann man eine andere Meßgröße, die $\dot{\gamma}$ proportional ist, als „Steuergröße“ wählen. Aus der Z-Kraft-Gleichung

$$\dot{\gamma} = -Z_\alpha \alpha - Z_u V_A \quad \text{mit} \quad Z_\alpha \gg Z_u \quad \text{und} \quad \delta V_A \quad \text{klein} \quad (16.1.1)$$

kann der Anstellwinkel als die in etwa $\dot{\gamma}$ proportionale Meßgröße und damit als weitere innere Rückführgröße ersehen werden. Auch hier entspricht die umgekehrte Überlegung der physikalischen Wirklichkeit:

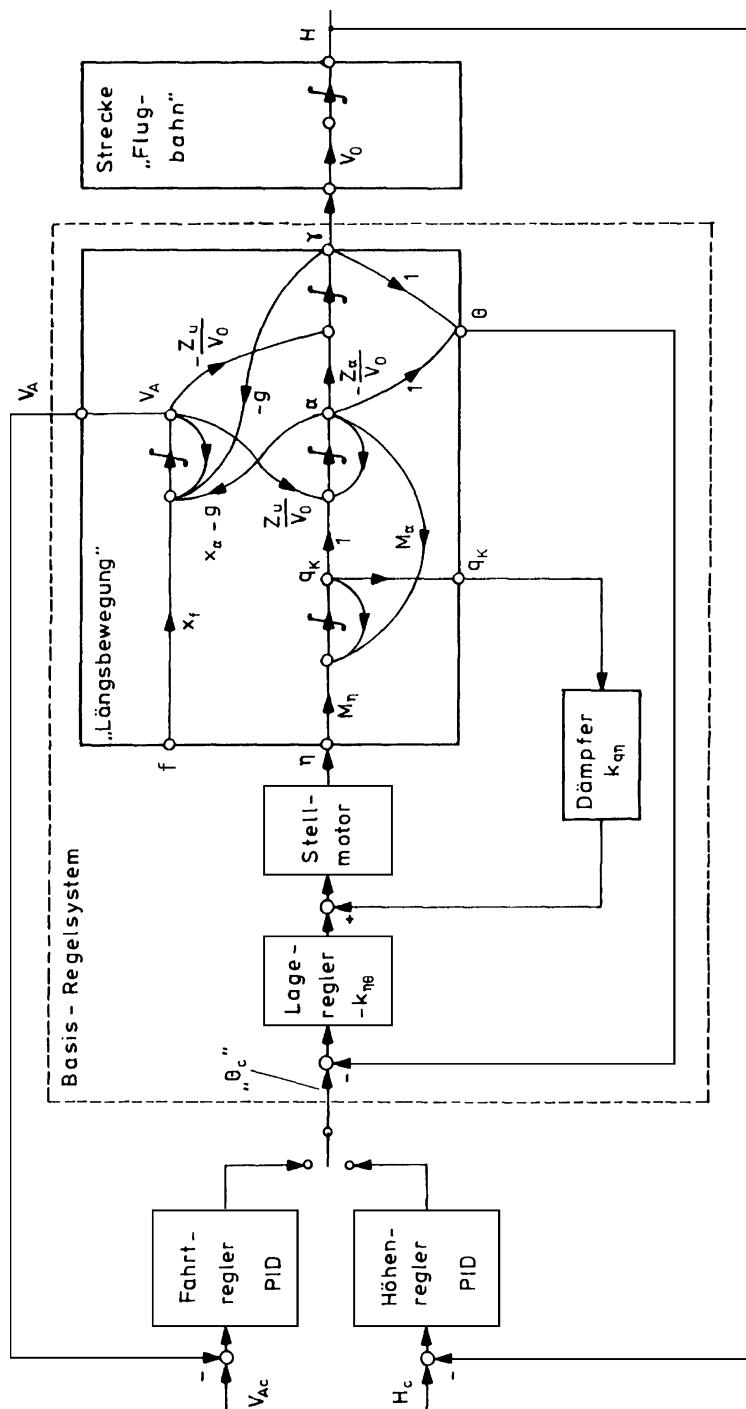


Bild 16.2 Autopilot der Längsbewegung für die Betriebsarten Höhenhaltung und Fahrthaltung

für kurzfristige Bahnänderungen ist der Anstellwinkel (bzw. das Lastvielfache n_z) die wirksamste innere „Stellgröße“. Es folgt weiter aus der zeitlichen Ableitung von Gl.1.3.1 mit $\alpha_w = 0$

$$\dot{\alpha} = q_K - \dot{\gamma} \quad \text{mit} \quad q_K \gg \dot{\gamma}, \quad (16.1.2)$$

daß kurzfristige Anstellwinkeländerungen im wesentlichen proportional der Nickgeschwindigkeit sind. Schließlich wird eine Nickbeschleunigung \dot{q}_K direkt durch einen Höhenruderausschlag η hervorgerufen. Auf diese Weise läßt sich das Regelungssystem von außen nach innen aufschlüsseln, um die meßbaren inneren Variablen aufzuzeigen, die im Sinne einer Kaskadenregelung zu gutem Regelerfolg führen, ohne daß Meßgrößen differenziert werden müßten (vgl. hierzu auch die Auswahl wirksamer Rückführungen in Kap.14.1).

Für eine vollständige Zustandsrückführung wären die fünf Zustandsgrößen

$$H, \gamma, V_A, \alpha \text{ und } q_K$$

auf das Höhenruder zurückzuführen (vgl. Bild 16.2). Die Rückführung $V_A \rightarrow \eta$ hat aber erfahrungsgemäß wenig Einfluß auf die Eigendynamik. Das soll ebenfalls durch den Aufbau des SFD angedeutet werden.

Der Bahnwinkel γ ist nur mit großem Aufwand meßbar. Es besteht außerdem der Wunsch, in allen Betriebsarten den gleichen Basisregler einzusetzen. Deswegen wird statt α und γ nur deren Linearkombination Θ zurückgeführt, wie in Bild 16.2. Bei geringen Ansprüchen an die Regelgenauigkeit genügt die Rückführung der drei Zustandsgrößen H , Θ und q_K .

Nach Kap.8.5.2 hat die Übertragungsfunktion

$$\widehat{g}_{H\eta} = V_0/s \widehat{g}_{\gamma\eta}$$

einen Polüberschuß von mindestens zwei und außerdem im Langsamflug Allpaß-eigenschaft. Deswegen ergeben sich bei höheren Genauigkeitsforderungen und Beschränkung auf diese drei Rückführungen Stabilitätsprobleme. Soll der Höhenregler integrierendes Verhalten haben, um auch den Einfluß rampenförmiger Störungen (z. B. eines variablen Aufwindfeldes) auszugleichen, so muß zur Stabilitätsverbesserung zusätzlich die zeitliche Ableitung der Höhe, die gemessene Vertikalgeschwindigkeit \dot{H} oder der Bahnwinkel γ zurückgeführt werden.

Dieser Schritt wurde schon im Autopiloten der DC 10 in gewisser Weise vollzogen. Grundbetriebsart ist dort nicht mehr ein Lageregler, sondern eine Regelung der Vertikalgeschwindigkeit /DC 10 Autoflight System 73/. Im Autopiloten der Boeing 777 werden schließlich konsequent als Basis-Regelgrößen die Lagewinkel durch die Bahnwinkel γ und χ ersetzt.

Es versteht sich von selbst, daß der Längsneigungswinkel Θ jetzt keine unabhängige Regelgröße mehr ist, sondern durch den Höhenregler vorgegeben wird. Um zu verhindern, daß dieser zu große Lagewinkel fordert, muß das Signal Θ_c begrenzt werden. In die Lagerückführung wird häufig auch ein Hochpaßfilter großer

Zeitkonstante (*washout-filter*) eingefügt, um das Führungsverhalten bei Vorgabe eines neuen Höhensollwerts zu verbessern, vgl. Bild 16.5.

16.1.2 Auslegung eines Höhenreglers mit Zustandsrückführung

Die Möglichkeit der Einsparung von Rückführschleifen soll an einem Beispiel gezeigt werden. Zunächst wird eine Höhenregelung mit vollständiger Zustandsrückführung ausgelegt. Es werden alle Zustandsgrößen der Längsbewegung, d. h. q_K , Θ , γ , V_A und H auf das Höhenruder zurückgeführt. Die Forderungen an den Einschwingvorgang werden so formuliert, daß ein anfänglicher Höhenfehler von 10m möglichst schnell und überschwingfrei abgebaut werden soll, ohne daß dabei zu große Längsneigungsänderungen und Höhenruderausschläge auftreten. Für das Flugzeug werden Daten eines typischen Transportflugzeugs im Reiseflug verwendet, das Verhalten im ungeregelten Fall zeigt Bild 16.3.

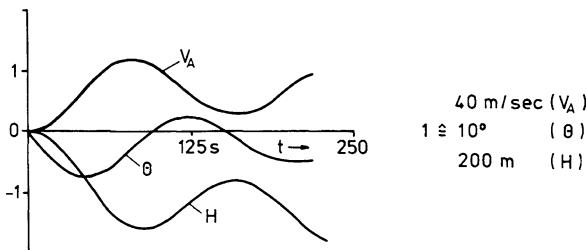


Bild 16.3 Sprungantworten eines Transportflugzeugs ohne Regelung auf 1° Höhenruderausschlag

Die Reglerkoeffizienten werden durch Minimieren der quadratischen Gütfunktion („Verallgemeinerte quadratischen Regelfläche“, vgl. Kap.13.2.3)

$$J = \int_0^{\infty} \left(e_q^2 + e_{\Theta}^2 + e_u^2 + e_H^2 + f_{\eta}^2 \right)_1 dt \quad (16.1.3)$$

ermittelt, in der alle Zustandsgrößen und die Stellgröße einschließlich ihrer zeitlichen Ableitungen gleich stark gewichtet werden. Durch die zusätzliche Wichtung der zeitlichen Ableitungen liegt das Minimum der Gütfunktion bei einem besser gedämpften Verhalten, als wenn nur die Größen selbst gewichtet würden.

Die zugehörigen Zeitverläufe sind in Bild 16.4 (durchgezogene Linien) gezeigt. Wie man sieht, wird der Höhenfehler in 10 s ohne merkliches Überschwingen abgebaut, auch der Verlauf der übrigen Größen ist recht gut und der Höhenverlauf annehmbar. Es entsteht allerdings ein Fahrtfehler, der nur sehr langsam abklingt (im Bild nicht mehr zu erkennen). Das ist nicht zu vermeiden, weil nur eine Stellgröße eingesetzt wurde: der Verlust an potentieller Energie wird zunächst in kinetische

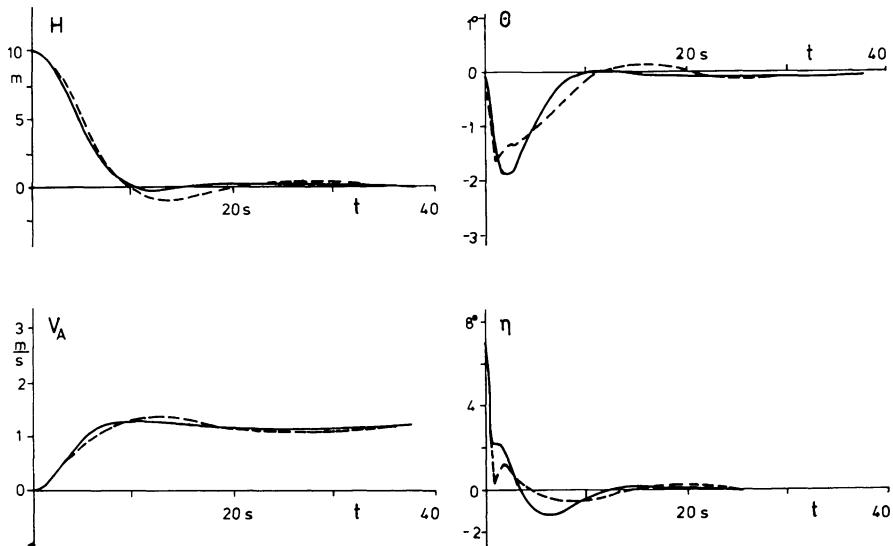


Bild 16.4 Zeitverläufe zur Höhenregelung mit vollständiger (—) und unvollständiger (- - -) Zustandsrückführung

Energie umgesetzt, die erst langsam auf Grund der Widerstandserhöhung abgebaut wird.

Für dieses Regelungssystem müssen allerdings fünf verschiedene Sensoren eingesetzt werden, unter denen besonders die Messung des Bahnwinkels γ sehr aufwendig ist. Auch die Rückführung der Fahrt erweist sich bei Nachprüfung als wenig wirksam. Es stellt sich die Frage, ob auch ohne die Rückführung der Größen V_A und γ ein zufriedenstellendes Verhalten erreichbar ist. Dazu werden die restlichen Rückführungen unter Minimierung der gleichen Gütefunktion erneut berechnet.

Wie die gestrichelten Verläufe in Bild 16.4 zeigen, hat sich das Verhalten leicht verschlechtert, so daß nach einem Überschwingen der Höhenfehler erst nach ca. 20 s ausreichend reduziert ist, das Ergebnis ist aber immer noch annehmbar. In der Längsneigung Θ macht sich allerdings jetzt die kurzperiodische Anstellwinkelschwingung bemerkbar. Das liegt daran, daß die Rückführverstärkung für Θ angestiegen ist, um anstelle der fehlenden γ -Rückführung dem Höhenregelkreis genügend Dämpfung zu geben. Das geschieht aber entsprechend der WOK in Bild 14.2 auf Kosten der AS-Dämpfung. Diese Schwierigkeit läßt sich durch Rückführung der zeitlichen Ableitung der Höhe (anstelle von γ) beheben.

16.1.3 Höhenregler-Betriebsarten

Die einfachste, in Autopiloten seit langem verwendete Betriebsart besteht darin, die im Augenblick des Einschaltens des Höhenreglers herrschende Höhe als Sollwert aufzufassen und konstant zu halten (*altitude hold*).

Eine weitere Betriebsart (*altitude acquire*) ermöglicht die Vorwahl einer beliebigen Sollhöhe, die vom Regler nach Einschalten automatisch unter Einhalten bestimmter Bedingungen erflogen und dann konstant gehalten wird. Die im Einschaltmoment unter Umständen große Regelabweichung ΔH würde dem Basisregler allerdings einen sehr großen Sollwert für die Längsneigung vorgeben. Das muß durch Begrenzung von Θ_c verhindert werden. Die Höhenänderung soll außerdem mit weichem Übergang bei mäßiger Vertikalbeschleunigung ($n_z < 1,10$) erfolgen. Beides läßt sich durch eine Reglerschaltung erreichen, wie sie in Bild 16.5 skizziert ist.

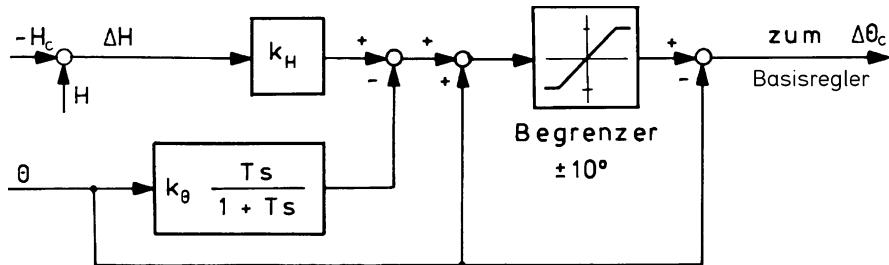


Bild 16.5 Schaltung zur Begrenzung der Längsneigung bei Änderung des Höhensollwerts

Die Funktion dieser Schaltung ist wie folgt. Ein positiver Sollwertsprung in der Höhe (ΔH negativ) erzeugt zunächst eine positive Längsneigung. Solange $\Theta < 10^\circ$ ist, wird die Θ -Rückführung nur über das Hochpaßfilter wirksam, da die am Begrenzer anliegenden entgegengesetzten Θ -Signale sich aufheben. Bei kleiner Höhenänderung gleicht dieses gefilterte Θ -Signal den Regelfehler ΔH gerade dann aus (Stellsignal \approx Null), wenn die Höhe mit der Zeitkonstanten des Hochpaßfilters dem Sollwert zustrebt.

Bei großem Höhensollwertsprung wird das Summensignal ($k_H \Delta H + \Theta$) auf 10° begrenzt. Bei Erreichen von $\Theta = 10^\circ$ wird das Stellsignal etwa Null, auch wenn noch ein großer Regelfehler ΔH vorhanden ist, so daß die neue Höhe mit konstanter Längsneigung erflogen wird. Vor Erreichen des neuen Höhensollwerts wird die Begrenzung wieder unwirksam, so daß der Übergang zum Horizontalflug auf Grund des Hochpaßfilters zu einer e-Funktion wird. Bei Annäherung an den Sollwert, z. B. bei $|\Delta H| < 6$ m, schaltet der Regler wieder auf lineare Höhenhaltung um. Wird die Vertikalgeschwindigkeit zusätzlich zur Rückführung verwendet, so kann diese in ähnlicher Weise wie Θ für die Erzeugung eines weichen Übergangs eingesetzt werden. Meistens wird darüber hinaus die auftretende Vertikalbeschleunigung begrenzt.

16.1.4 Regelung der Vertikalgeschwindigkeit

Beim Steigflug nach dem Start, beim Wechsel der Flughöhe, beim Abstieg von der Reiseflughöhe und beim Anflug auf einen Flughafen befindet sich das Flugzeug über längere Zeit in einer Steig- oder Sinkflugphase mit konstanten Randbedingun-

gen. Diese Phasen wurden relativ frühzeitig automatisiert durch Schaffung einer Autopiloten-Betriebsart *vertical speed hold*. Es handelt sich wie beim Höhenregler um eine Festwertregelung, durch die die im Einschaltaugenblick herrschende Vertikalgeschwindigkeit \dot{H} gehalten wird. Der Pilot muß also die gewünschte Vertikalgeschwindigkeit erfliegen und das Flugzeug austrimmen, bevor er diese Betriebsart wählt.

Der \dot{H} -Regler ist als Bahnregler einer Lageregelung überlegen und hat daher in neueren Autopiloten den Lageregler als Grundbetriebsart ersetzt. Der Einsatz des Bahnwinkels γ als Grund-Regelgröße im Regler der Boeing 777 setzte diese Entwicklung fort. Solange \dot{H} annähernd konstant gehalten wird, hat der Vertikalgeschwindigkeitsregler nur den Wind- und Böeneinfluß auszugleichen, wozu das Höhenruder als alleinige Stellgröße genügt. Er kann alternativ zum Höhenregler entsprechend Bild 16.2 auf den Basis-(Θ -)regler „aufgeschaltet“ werden.

Auch Vorgaberegler werden auf dieser Grundlage eingesetzt: die Boeing 737 wurde als erstes Passagierflugzeug serienmäßig mit einem *\dot{H} -control wheel steering* ausgestattet. Bei Vorgabe großer Änderungen der Vertikalgeschwindigkeit muß aber der Schub korrigiert werden, um Fahrtänderungen zu vermeiden (vgl. Kap.6.3.2). Ein \dot{H} -Vorgaberegler ist daher stets in Verbindung mit einem Vortriebsregler zu betreiben und ist meist entsprechend verriegelt. In Fly-by-Wire-Systemen wird anstelle von \dot{H} alternativ auch das Lastvielfache n_z oder die C^* -Größe als Vorgabegröße gewählt.

16.2 Regelung des aerodynamischen Zustandes

16.2.1 Fahrtregelung mit dem Höhenruder als Stellglied

Auch die Fahrtregelung kann auf dem Lageregler als Basissystem aufgebaut werden, wie in Bild 16.2 gezeigt. Die Wirkung des Höhenruders auf eine Fahrtänderung findet über vier Energiespeicher statt, so daß zur Stabilisierung dieses Regelungssystems eigentlich die Rückführung aller vier Zustandsgrößen nötig wäre. Wegen der direkten Verbindung über X_α von α auf den Eingang des V_A -Speichers kann aber auf die Rückführung einer Zustandsgröße verzichtet werden, so daß als innere Regelschleifen wieder die Rückführung von Θ (als Linearkombination der Zustandsgrößen α und γ) und von q_K genügen.

Um stationäre Fahrtfehler abzubauen, muß der Fahrtregler PI-Verhalten bekommen. Wie die WOK in Bild 16.6 zeigt, ist der Regelkreis auch in diesem Fall zu stabilisieren, sofern der Basisregler genügend Dämpfungsvorrat erzeugt. Bild 16.6 baut auf der WOK von Bild 14.21 auf, und zwar für den Fall einer Rückführverstärkung von $k_{\eta\Theta} = 0,5$, wobei die Phygoidpole zu einem reellen Doppelpol werden. Durch die integrierende Fahrtrückführung $k_{\eta u}$ entsteht wieder ein konjugiert komplexes Polpaar.

Eine Betriebsart zum automatischen Erfliegen einer neuen Sollfahrt ist nur mit einem verkoppelten Regler nach Kap.17.1 sinnvoll zur realisieren. Bei einfachen

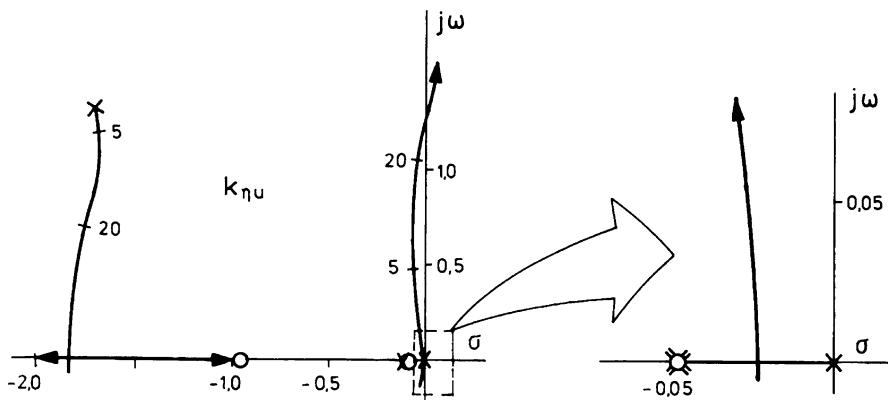


Bild 16.6 WOK zum PI-Fahrtregelkreis mit $\eta = 0,5(1 + 2 s)\Theta + k_{\eta u}(1 + 1/20 s)\Delta V_A$

Autopiloten müssen Fahrtänderungen daher vom Piloten manuell erfüllt werden, der Regler wird dann bei Erreichen der neuen Sollfahrt wieder zugeschaltet.

16.2.2 Fahrtregelung mit Hilfe des Schubes (Vortriebsregler)

Der Wunsch, vornehmlich im Landeanflug Höhe und Fahrt gleichzeitig automatisch zu regeln, hat zur Entwicklung sogenannter Vortriebsregler (*auto throttle*) geführt. Während die Höhenregelung dem vorhandenen Höhenruder-Autopiloten überlassen wird, muß der Triebwerksschub als zweite Stellgröße hinzugezogen werden, um die zweite Bahngroße unabhängig regeln zu können. Eine Regelung der Fahrt mit dem Schub bietet sich auch deswegen an, weil wie im SFD von Bild 16.2 zu sehen, die Fahrt vom Schub her direkter beeinflußt wird als vom Höhenruder, nämlich über nur einen Speicher. Außerdem wurde in Kap. 14.1.2 festgestellt, daß eine Rückführung $V_A \rightarrow f$ die Phygoiddämpfung verbessert.

Der Vortriebsregler wird teilweise noch als eigenständiger Regler betrachtet und auch als unabhängiges Gerät gebaut, das wahlweise mit oder ohne Höhenruderregler eingesetzt wird. Das geschieht aus dem Wunsch, die verschiedenen Regelschleifen aus Sicherheitsgründen vor allem bezüglich der Stellglieder getrennt zu halten. Wegen der starken Kopplungen zwischen der Reaktion von Fahrt und Bahnwinkel auf Schub- und Höhenruderkommandos ist aber eine isolierte Betrachtung der Rückführung $V_A \rightarrow f$ nicht zulässig. Der unabhängige Einsatz von Vortriebsreglern hat auch insofern zu Schwierigkeiten geführt, als der Pilot dadurch normalerweise nicht entlastet wird, denn er muß jetzt die mit der Fahrtregelung verkoppelte Lageregelung übernehmen und z. B. die durch das Schubmoment hervorgerufene Vertrimmung des Flugzeugs ständig ausgleichen.

Die folgende Betrachtung des Vortriebsreglers muß unter diesem Vorbehalt geschehen werden. Wir werden dabei stets davon ausgehen, daß gleichzeitig ein Lageregler

in Betrieb ist. In Kap.17.1 wird die Struktur eines verkoppelten Reglers für Fahrt und Höhe behandelt.

Da es sich bei der Fahrtregelung um relativ langsame Vorgänge handelt, die im Bereich der Phygoidfrequenz liegen, lässt sich diese Rückführung an dem vereinfachten Signalflußdiagramm von Bild 16.7 diskutieren, das die schon in Bild 8.20 verwendete Näherung für die Phygoidbewegung wiedergibt. Es wurde so umgezeichnet, daß die jeweils direkt von beiden Stellgrößen beeinflußten Teilsysteme übereinander erscheinen, außerdem wurde der horizontale Windeinfluß eingezeichnet.

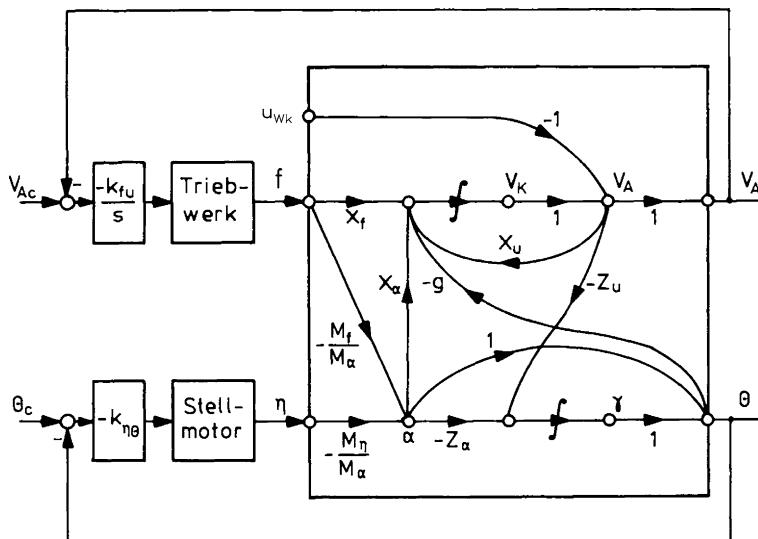


Bild 16.7 Fahrtregelung über den Schub (Vortriebsregler mit Basisregler)

Unter der Voraussetzung, daß die Längsneigung mit Hilfe eines Höhenruderreglers konstant gehalten wird, lässt sich die Betrachtung noch weiter vereinfachen. Die Strecke kann dann wie in Bild 16.8 als System erster Ordnung angesehen werden.

Zum Problem der Schubruhe

Bei der Auslegung eines Vortriebsreglers stellt sich folgendes Problem. Einerseits soll die Fahrt auch unter Anwesenheit von Turbulenz und Windscherung möglichst genau konstant gehalten werden. Das gilt besonders für den Bereich des Landeanflugs. Um Aufsetzgeschwindigkeit und Bremsweg klein zu halten, liegt hier die Fahrt nur 30% oberhalb der Mindestfahrt, bei der die Strömung abreißt. Sie darf also keinesfalls weiter verringert werden. Dazu ist eine hohe Reglerverstärkung nötig. Um den Einfluß von Windscherung auszuregeln, erhält der Vortriebsregler darüber

hinaus integrierendes Verhalten, das meist durch einen integrierenden Stellmotor realisiert wird.

Andererseits soll der Triebwerksschub aber nicht zu heftig verändert werden. Aus folgenden Gründen ist eine möglichst große Schubruhe erwünscht:

- Lebensdauer des Triebwerks, Treibstoffverbrauch,
- Beunruhigung von Pilot und Passagieren durch das sich ändernde Triebwerksgeräusch,
- Störung angeschlossener Aggregate für Kabinendruck sowie elektrische und hydraulische Versorgung.

Es muß also ein Kompromiß zwischen den Forderungen nach Schubruhe und nach Führungsgenauigkeit gefunden werden. Piloten lassen durch Böigkeit bedingte kurzzeitige Fahrtabweichungen zu, greifen aber bei stetigen Fahrtänderungen sehr kräftig über die Schubdrossel ein. Dieses Pilotenverhalten läßt sich allerdings mit einem einfachen linearen Regler nicht nachbilden, so daß auf andere Weise ein Kompromiß gefunden werden muß.

Auch das Ausfahren von Landeklappen bedeutet für den Vortriebsregler eine Störung, bei der zusätzlich auch der Fahrtswert verändert werden muß. Um ein unruhiges Verhalten des Vortriebsreglers beim Setzen der Klappen zu verhindern, wird der Regler durch eine von der Klappenstellung abhängige Steuerung ergänzt.

Schubruhe durch komplementäre Filterung

Aus Bild 16.7 ist zu sehen, daß eine sprungförmige Horizontalwindänderung sich unverzögert auf die Fahrt auswirkt, während die Bahngeschwindigkeit sich erst verzögert proportional zum Verhältnis Widerstand zu Masse (X_u) ändert. Würde nun das durch Böigkeit direkt beeinflußte Fahrtsignal auf den Schub zurückgeführt, so würde der Verlauf des Triebwerksschubes unerwünscht unruhig. Durch zusätzliche Messung der Längsbeschleunigung \dot{V}_K und komplementäre Filterung der beiden Größen V_A und \dot{V}_K läßt sich der im Fahrtsignal enthaltene höherfrequente Böenanteil vom Triebwerk fernhalten. Dazu muß zunächst der Gewichtsanteil im Beschleunigungsmessersignal nach Gl.9.3.3

$$b_x = \dot{V}_K + g \sin \Theta \quad (16.2.1)$$

kompensiert werden, wozu eine genaue Lagemessung nötig ist.

Werden die beiden Meßsignale für V_A und \dot{V}_K über je ein Tiefpaßfilter erster Ordnung zurückgeführt, so ergibt sich der Regelkreis von Bild 16.8. Zunächst hat diese Maßnahme den Vorteil, daß höherfrequente Signalanteile aus Turbulenz und Meßrauschen abgemindert werden. Durch geschickte Auslegung der Filter läßt sich diese Wirkung noch wesentlich verstärken ohne nennenswerten Nachteil für die Stabilität des Regelkreises, wie im folgenden gezeigt wird.

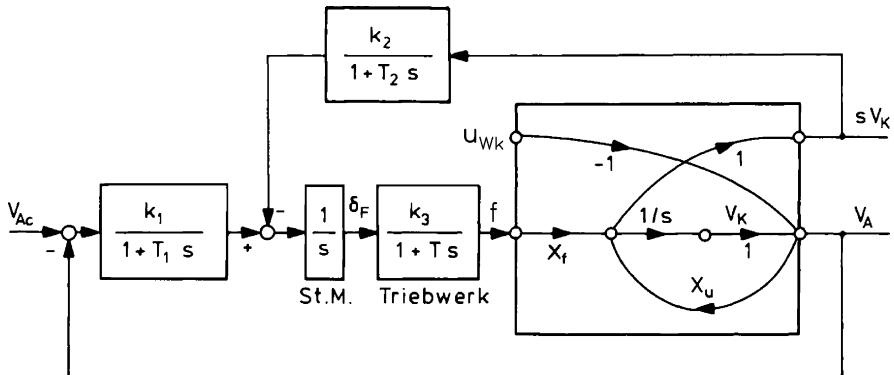


Bild 16.8 Vortriebsregler mit komplementärem Filter

Nach der Näherung von Bild 16.8 gilt für die Strecke:

$$V_A(s) = \frac{X_f}{s - X_u} f(s) - \frac{s}{s - X_u} u_{Wk}(s) \quad (16.2.2)$$

$$sV_K(s) = \frac{sX_f}{s - X_u} f(s) - \frac{sX_u}{s - X_u} u_{Wk}(s) \quad (16.2.3)$$

und für das Signal am Triebwerkseingang

$$\delta_F(s) = \frac{1}{s} \left[\frac{k_1}{1 + T_1 s} (V_{Ac} - V_A) - \frac{k_2}{1 + T_2 s} s V_K \right]. \quad (16.2.4)$$

Aus Gl. 16.2.2 bis 16.2.4 folgt für $V_{Ac} = 0$

$$\begin{aligned} \delta_F(s) = & -\frac{X_f}{s(s - X_u)} \frac{k_1 + s(k_1 T_2 + k_2) + s^2 k_2 T_1}{(1 + T_1 s)(1 + T_2 s)} f(s) \\ & + \frac{1}{s - X_u} \frac{(k_1 + k_2 X_u) + (k_1 T_2 + k_2 X_u T_1)s}{(1 + T_1 s)(1 + T_2 s)} u_{Wk}(s). \end{aligned} \quad (16.2.5)$$

Der erste Summand in Gl. 16.2.5 enthält (abgesehen vom Triebwerksverhalten) die ÜF des offenen Kreises. Der darin enthaltene Anteil des Komplementärfilters ist eine ÜF mit gleichem Zähler- und Nennergrad (PD₂-T₂-Filter, *lead-lag-filter*). Dieses Filter kann so ausgelegt werden, daß der Phasenverlust im Bereich von $|F_0(\omega)| = 1$ gering ist, so daß es die Auslegung des Regelkreises bezüglich der Stabilität wenig beeinflußt.

Die gleichen Filter wirken bezüglich der Störsignale völlig anders. Das ist an dem zweiten Summanden in Gl. 16.2.5 zu sehen, der die Wirkung von u_{Wk} -Böen auf das Triebwerks-Eingangssignal δ_F beschreibt. Dieses sollte im unteren Frequenzbereich möglichst groß sein (Störunterdrückung), oberhalb der für das Triebwerk zulässigen

Signalfrequenz aber möglichst schnell abnehmen. Unter der Bedingung

$$k_1 T_2 + k_2 X_u T_1 = 0 \quad (16.2.6)$$

wirkt die Störgröße u_{Wk} auf den Triebwerkseingang δ_F wie über ein Filter dritter Ordnung, wie folgt

$$\delta_F(s) = \frac{1}{s - X_u} \frac{k_1(1 - T_2/T_1)}{(1 + T_1 s)(1 + T_2 s)} u_{Wk}(s). \quad (16.2.7)$$

Damit die Wirkung dieser „Störgrößenaufschaltung“ im unteren Frequenzbereich genügend groß ist, muß die stationäre Verstärkung des Filters ausreichend und positiv sein, denn das Flugzeug soll bei positivem u_{Wk} durch Schuberhöhung beschleunigt werden. Daraus folgt als Bedingung für die Filterzeitkonstanten $T_2/T_1 < 1$, bzw. $T_1 > T_2$. Höherfrequente Böensignale werden wie erwünscht oberhalb der Eckfrequenzen $1/T_1$ und $1/T_2$ abgemindert.

Die gleiche Wirkung ließe sich mit einem entsprechenden Filter innerhalb der Regelschleife $V_A \rightarrow \delta_F$ erreichen, allerdings mit erheblich schlechterem Einfluß auf die Stabilität des Regelkreises. Dieses Beispiel zeigt, daß durch komplementäre Filterung Stabilität und Störverhalten des Regelkreises relativ unabhängig voneinander ausgelegt werden können *(Brockhaus 93)*.

16.2.3 Kopplungen zwischen Fahrt- und Höhenregelung

Die Kopplungen zwischen Fahrt- und Höhenregelung wirken sich besonders bei starken Bahnänderungen aus. Sie sind bei Forderung hoher Bahnführungsgenauigkeit, wie z. B. bei Anflug und Landung in Rechnung zu stellen. Diese Kopplungen lassen sich am einfachsten an Hand der Phygoidnäherung von Bild 16.7 diskutieren.

Die Verbindung von V_A über $-Z_u$ zum γ -Integrator und zurück über Θ und $-g$ nach \dot{V}_K bildet eine „innere“ Rückführschleife über den V_K -Speicher, die einen offenen Integrator enthält. Diese integrierende Rückführschleife verhindert jede z. B. durch Schuberhöhung kommandierte stationäre Fahrtänderung. Vielmehr resultiert aus einer Schuberhöhung Δf eine stationäre Vergrößerung des Bahnwinkels, die gerade über die Verbindung $-g\Theta$ das Schubkommando ausgleicht. Stationär gilt dann (mit $\alpha = 0$):

$$X_f \Delta f - g \Delta \gamma = 0 \quad \rightarrow \quad \Delta \gamma_{\text{stat}} = \frac{1}{mg} \Delta f \quad (16.2.8)$$

(vgl. Kap.8.5.1), während die Fahrt zum Arbeitspunkt zurückkehrt (wenn $M_f = Z_f = 0$). Dieses für den Vortriebsregler unerwünschte Verhalten kann durch Rückführung von $\gamma \rightarrow \eta$ oder $\Theta \rightarrow \eta$ verhindert werden, die ja eine Rückführung über den γ -Integrator darstellt und die Veränderung von γ und Θ reduziert.

Hat der Schub einen Einfluß auf den Auftriebs- und Momentenhaushalt, so kann die stationäre Fahrtantwort auf eine Schuberhöhung positiv oder negativ sein (vgl. Kap.8.3.1 und 8.5.2). Im letzten Fall hat die ÜF \hat{g}_{uf} Allpaßverhalten, was aus

Stabilitätsgründen eine genaue Fahrtregelung über den Schub verhindert. An Hand von Gl.8.3.13 wurde gezeigt, daß bei $M_f = Z_f = 0$ der Stationärwert von \hat{g}_{uf} Null ist, was bedeutet, daß \hat{g}_{uf} eine Nullstelle im Ursprung hat.

Die Wirkung einer Rückführung $\Theta \rightarrow \eta$ auf den Stationärwert von \hat{g}_{uf} läßt sich leicht durch Anwendung der Cramerschen Regel auf das Laplace-transformierte Gleichungssystem zeigen wie folgt (es wurde gegenüber Gl.8.3.13 $M_f = Z_f = 0$ gesetzt)

$$\begin{bmatrix} s - M_q & -(M_\alpha + M_\Theta^*) & -M_u & -M_\Theta^* \\ -1 & s - Z_\alpha & -Z_u & 0 \\ 0 & g - X_\alpha & s - X_u & g \\ 0 & Z_\alpha & Z_u & s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_K(s) \\ \alpha_K(s) \\ V_K(s) \\ \gamma(s) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ X_f \\ 0 \end{bmatrix} f(s). \quad (16.2.9)$$

Wird hierin die künstlich erzeugte Größe $-M_\Theta^* \Theta = -M_\Theta^*(\gamma + \alpha_K)$ eingefügt, so wird der Stationärwert

$$\hat{g}_{uf}|_{s \rightarrow 0} = \frac{X_f M_\Theta^* Z_\alpha}{g(Z_u M_\alpha - Z_\alpha M_u) + M_\Theta^*(X_u Z_\alpha - X_\alpha Z_u)}. \quad (16.2.10)$$

Der Zähler ist direkt proportional M_Θ^* , während der Einfluß von M_Θ^* auf den Nenner gering ist, da der Ausdruck $(X_u Z_\alpha - X_\alpha Z_u)$ klein ist. Das heißt, daß eine Rückführung $\Theta \rightarrow \eta$ ganz wesentlich die stationäre Fahrtantwort auf Schubänderungen verbessert und damit gleichzeitig den Allpaßeinfluß beseitigt. Die Wurzelortskurven und Sprungantworten von Bild 16.9 bestätigen, daß das gleichzeitig mit der Erhöhung der Phygoiddämpfung erreicht wird.

Die ÜF $\hat{g}_{\gamma\eta}$ hat, wie in Kap.8.5.2 gezeigt wurde, im Bereich unterhalb der Fahrt minimalen Widerstand ebenfalls „langsame“ Allpaßverhalten, d. h. eine positive Nullstelle in der Nähe des Koordinatenursprungs. In diesem Fall ist eine genaue Höhenregelung mit Hilfe des Höhenruders unmöglich. Dieser Allpaßeinfluß kann durch die Rückführung $V_A \rightarrow \delta_F$ beseitigt werden, denn dadurch wird der Term X_u im Stationärwert vergrößert.

Beide im Bahnverhalten möglichen Allpaßeinflüsse werden also durch die Rückführungen $V_A \rightarrow f$ und $\gamma \rightarrow \eta$ wechselseitig beseitigt, wie die Wurzelortskurven in Bild 16.10 bestätigen, so daß diese Reglerkombination eine ideale Basis für eine Bahnregelung darstellt. Nach Bild 16.11 kann bei ausreichender AS-Dämpfung mit diesen beiden Rückführungen schon eine gute Reaktion auf Bahnkommandos erreicht werden /Brockhaus 67/.

16.2.4 Der Anstellwinkel als Regelgröße

Im Langsamflug, insbesondere im Endanflug, ist die Fahrt eine relativ indirekte Regelgröße. Ihr Sollwert ist gegeben durch den Abstand von der Mindestfahrt, der aus Sicherheitsgründen (Strömungssabriß) einzuhalten ist. Dieser Wert ist aber vom Fluggewicht und der Stellung der Landeklappen abhängig und muß jeweils

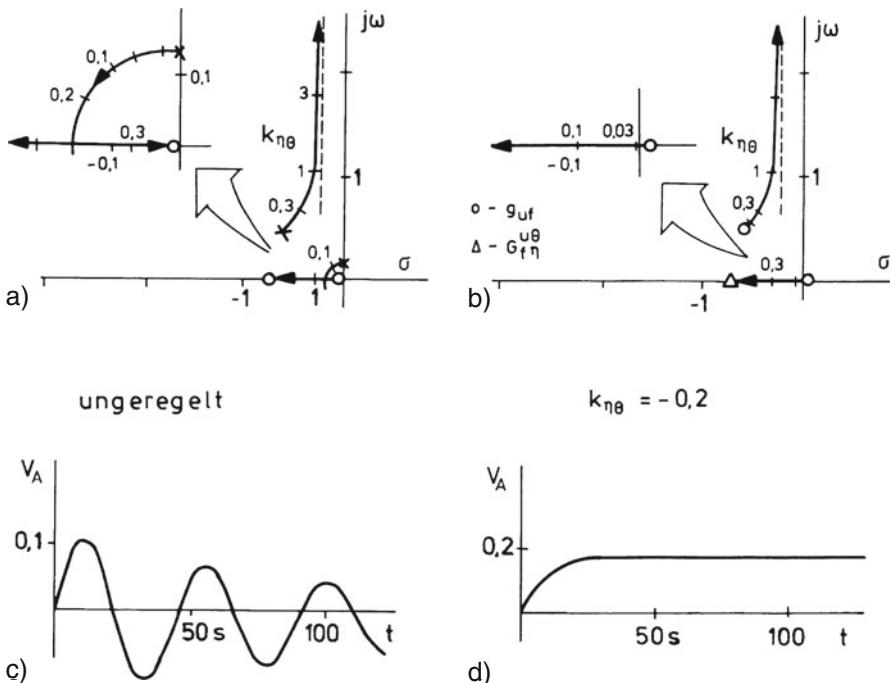


Bild 16.9 Einfluß der Rückführung $\eta = k_{\eta\theta} \Theta$: a) WOK des Nenners, b) WOK des Zählers g_{uf} , c) Fahrtantwort auf Sprung in f unregelbar, d) Fahrtantwort auf Sprung in f mit $\Theta \rightarrow \eta$

als Funktion dieser Größen berechnet werden. Der Auftriebszustand bzw. sein Sicherheitsabstand vom kritischen Wert ist dagegen direkt durch den C_A -Wert oder den Anstellwinkel gegeben. Diese beiden Größen sind daher die physikalisch maßgeblichen Maße für die Sicherheit des Flugzustandes im Langsamflug. Es erscheint also sinnvoller, eine dieser beiden Größen auf einen vorgegebenen Sollwert zu regeln /Schänzer 78/. Der Zusammenhang zwischen Fahrt und C_A -Wert ist wie folgt. Im unbeschleunigten Flug gilt nach Gl.5.4.5

$$-\frac{\rho}{2} V_A^2 S C_A + G \cos \gamma - F \sin(\alpha + i_f) = 0. \quad (16.2.11)$$

Bei Vernachlässigung des Schubeinflusses (kleine Winkel) gilt damit für den Auftriebsbeiwert (vgl. Gl.1.2.6)

$$C_A = \frac{G}{(\rho/2) S V_A^2}. \quad (16.2.12)$$

Diese Funktion ist (für eine Flächenbelastung von $G/S = 3600 \text{ N m}^{-2}$) in Bild 16.12 dargestellt. Wird im Endanflug ein Sicherheitsabstand von 30% von der kritischen Fahrt eingehalten ($V_{\min} = 1,30 V_{\text{stall}}$), so ist nach Gl.16.2.12 der

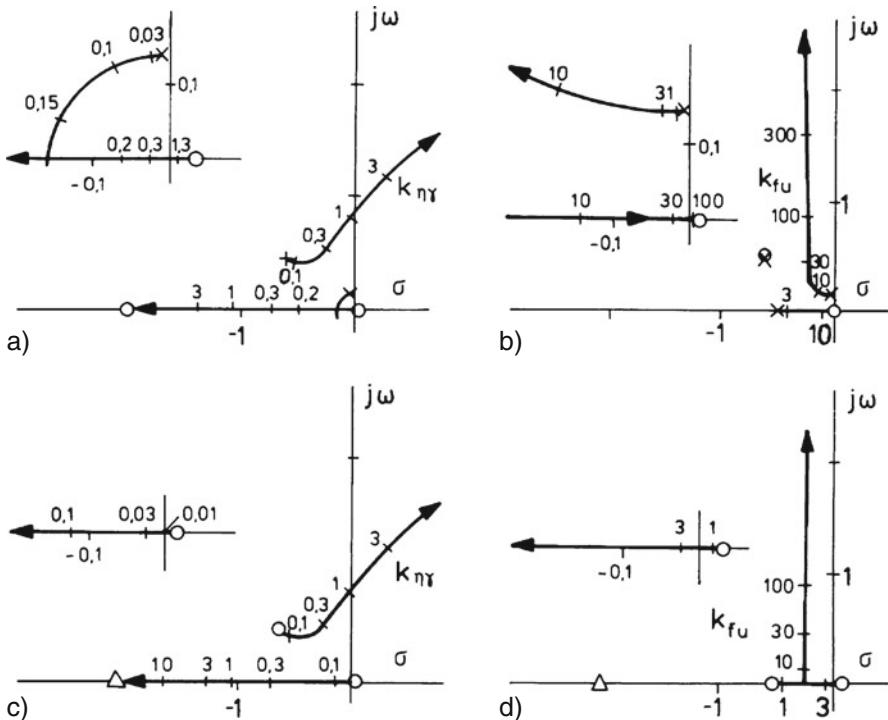


Bild 16.10 Wurzelortskurven zur Kopplung zwischen Fahrt und Bahnwinkel:
a) Nenner bei Rückführung $k_{\eta\gamma}$, b) Zähler von \hat{g}_{uf} , c) Nenner bei Rückführung k_{fu} (mit Triebwerkspol bei $-0,5$), d) Zähler von $\hat{g}_{\eta\gamma}$

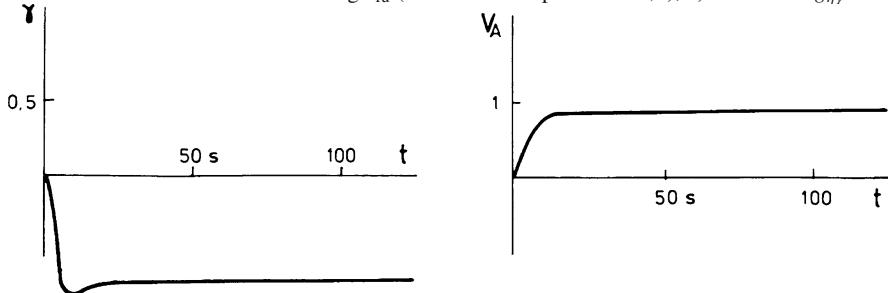


Bild 16.11 Sprungantworten auf einen Sprung in γ_c (links) und V_{Ac} (rechts) bei den Rückführungen $k_{\eta\gamma} = 1$ und $k_{fu} = -10$

Auftriebswert

$$C_A = \frac{1}{1,69} C_{A \max} = 0.59 C_{A \max}, \quad (16.2.13)$$

d. h. er beträgt nur 59% seines Maximalwertes. Der verfügbare C_A -Bereich wird nach dieser Festlegung also schlecht genutzt, vgl. hierzu auch die Diskussion zu Gl.11.4.7.

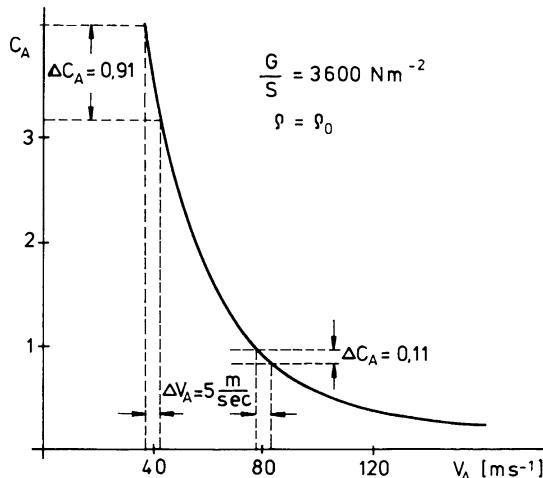


Bild 16.12 Zusammenhang zwischen Fahrt und Auftriebswert

An Bild 16.12 wird deutlich, daß bei sehr niedriger Fahrt der Auftriebsbeiwert oder der diesem etwa proportionale Anstellwinkel die empfindlichere Meßgröße ist im Vergleich zur Fahrt. Mit heutigen Flugreglern läßt sich die Fahrt etwa auf $\pm 2,5 \text{ ms}^{-1}$ genau regeln. Diesem Fahrtfehler entspricht bei einer Anfluggeschwindigkeit von $80 \text{ ms}^{-1} \approx 160 \text{ kn}$ (konventionelles Flugzeug) eine Änderung des Auftriebsbeiwerts von $\Delta C_A = 0,11$. Bei einer Anfluggeschwindigkeit von 40 ms^{-1} (STOL-Flugzeug) beträgt diese Änderung aber $\Delta C_A = 0,91$. Durch eine Regelung von C_A oder α kann also im unteren Fahrtbereich der Auftrieb wesentlich genauer konstant gehalten werden als durch eine Fahrtregelung. Der Sollwert für C_A bzw. α kann somit näher bei $C_{A\max}$ bzw. α_{\max} festgelegt werden, wodurch eine Reduzierung der Anfluggeschwindigkeit möglich wird. Diese Regelung ist außerdem unabhängig vom Fluggewicht.

16.3 Regelung des Flugwegs über Grund

Zur Führung eines Flugzeugs auf einem vorgegebenen Flugweg (Kurs über Grund, *track*) stehen in heutigen Flugreglern allgemein folgende Meßgrößen zur Verfügung: der Azimut Ψ (Steuerkurs, *heading*), vgl. Kap.9.4 und die Horizontalpeilung (*bearing*) ρ , d. h. der Winkel der Standlinie, auf der sich das Flugzeug gegenüber einer Funkstation befindet, vgl. Kap.2.4.2. Beide werden relativ zur örtlichen magnetischen Nordrichtung gemessen.

16.3.1 Kursregelung unter Windeinfluß

Die erste und einfachste Stufe zur horizontalen Führung eines Flugzeugs besteht in einer Regelung des Steuerkurses Ψ relativ zur magnetischen Nordrichtung. Als

Meßgeber dient hierzu der erdfeldgestützte Kurskreisel. Da Ψ bzw. χ durch Integration aus dem Hängewinkel Φ gebildet werden, vgl. Gl.7.2.4, bzw. das SFD von Bild 7.6, ist Φ die natürliche „Stellgröße“ der Kursregelung. Letztere wird also auf dem Basisregler der Seitenbewegung nach Kap.14.3 aufgebaut. Durch den Basisregler wird der Schiebewinkel klein gehalten, so daß im folgenden angenommen wird, daß der Vektor der Anströmgeschwindigkeit \vec{V}_A stets näherungsweise in Flugzeuglängsachse liegt. Solange der Windvektor Null ist, gilt das auch für den Bahngeschwindigkeitsvektor. Dann sind die Sollwerte, Istwerte und Regelabweichungen von Steuerkurs und Bahnazimut jeweils untereinander gleich, wie in Bild 16.13a. Für eine exakte Bahnführung muß in diesem Fall die Regelabweichung

$$\Delta\Psi = \Psi - \Psi_c = \Psi - \chi_c \quad (16.3.1)$$

zu Null gehalten werden, d. h. der Sollwert für den Steuerkurs ist gleich der momentanen Richtung des Sollkurses über Grund (Kartenkurs, *course*) σ_c .

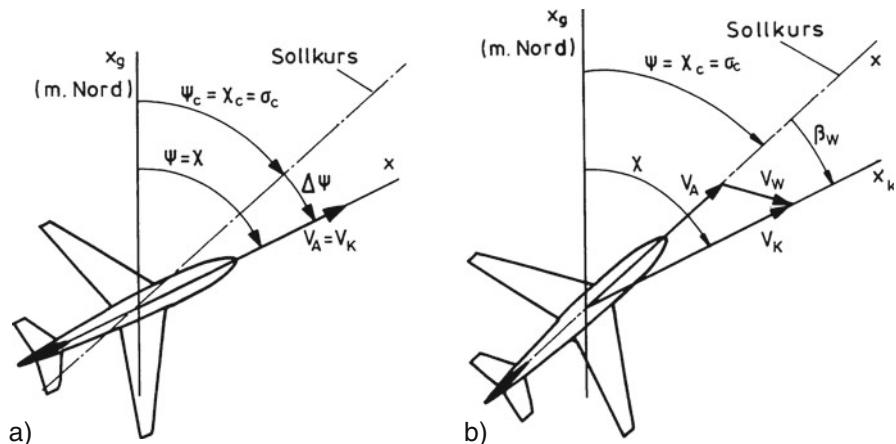


Bild 16.13 Zur Kurshaltung: a) ohne Wind, b) mit Wind

Wegen der Kompaßfehler (Neigungsfehler, Deviation) und der unsicheren Bestimmung der örtlichen Mißweisung ist die Messung des Steuerkurses stets mit Meßfehlern behaftet. Die daraus entstehende Abweichung vom Sollkurs ist von Zeit zu Zeit mit Hilfe einer Positionsbestimmung zu korrigieren.

Herrscht dagegen Wind, so wird die Flugbahn gegenüber dem Steuerkurs um den Windschiebewinkel β_W versetzt, wie es in Kap.6.4.2 ausgeführt wurde und in Bild 16.13b dargestellt ist. Die Abdrift (*drift angle*) ist für $\beta = 0$ gleich dem Winkel zwischen \vec{V}_A und \vec{V}_K

$$\chi - \Psi = \beta_W . \quad (16.3.2)$$

Der Windschiebewinkel β_W ist an Bord nicht meßbar, sein Mittelwert muß daher in festen Zeitatständen durch Standortbestimmung aus dem mittleren Wind

berechnet werden. Der Soll-Steuerkurs $\Psi_c = \chi_c - \beta_w$ ist daraus zu ermitteln. Dieser kann, da β_w nicht konstant ist, vom Piloten nur iterativ erfüllt und gegebenenfalls einem Steuerkursregler als Sollwert eingegeben werden. Man spricht bei dieser Vorgehensweise von „Koppelnavigation“.

Das bedeutet, daß der Pilot durch einen Steuerkurs-(Azimut)-regler nicht vollständig entlastet wird und bei wechselnden Windverhältnissen immer wieder korrigierend eingreifen muß. Erst mit einer Standlinien(VOR-)regelung (s. u.) ist eine Vollautomatisierung gegeben. Dabei wird Ψ_c durch die äußere Regelschleife ermittelt und dem Steuerkursregler vorgegeben. Trotz dieser Schwierigkeiten wird im Streckenflug vielfach mit Steuerkursregelung geflogen, wenn die Qualität des VOR-Signals zu schlecht ist. Der VOR „Leitstrahl“ ist nicht genau geradlinig, sondern wird durch Störeinflüsse verbogen. Folgt das Flugzeug diesen Ausbeulungen, so wirkt sich das negativ auf den Passagierkomfort aus.

Um das Flugzeug bei Seitenwind auf seinem Kurs zu halten, gibt es zwei Möglichkeiten. Die erste besteht darin, den Schiebewinkel β zu Null zu regeln und damit den Vektor \vec{V}_A in Flugzeulgängsachse zu halten, wie in Bild 16.14a gezeigt. Um den Vektor der Flugbahngeschwindigkeit \vec{V}_K auf den Sollkurs auszurichten, muß das Flugzeug einen Vorhaltewinkel von

$$\Delta\Psi_c = \Psi_c - \chi_c = -\beta_w \quad (16.3.3)$$

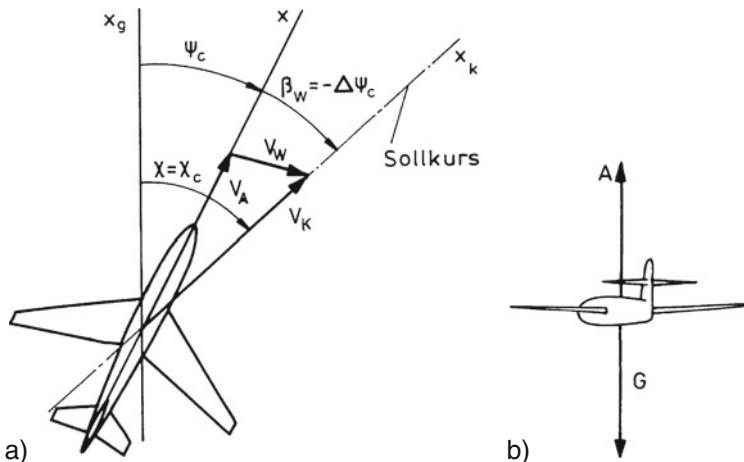


Bild 16.14 Kurshaltung bei Seitenwind mit Luvwinkel: a) Winddreieck, b) Sicht auf das Flugzeug in Flugbahnrichtung

einnehmen. Dieser Winkel wird auch als Luvwinkel (*wind correction angle, crab angle*) bezeichnet. Mit \vec{V}_A liegt dann auch die resultierende aerodynamische Kraft \vec{R}^A in der Flugzeugsymmetrieebene, so daß die Querkraft Q Null ist, sowie auch die entsprechenden Roll- und Giermomente. Der Hängewinkel Φ und die stationären Ruderausschläge sind ebenfalls null, vgl. Bild 16.14b. Der erzeugte Widerstand

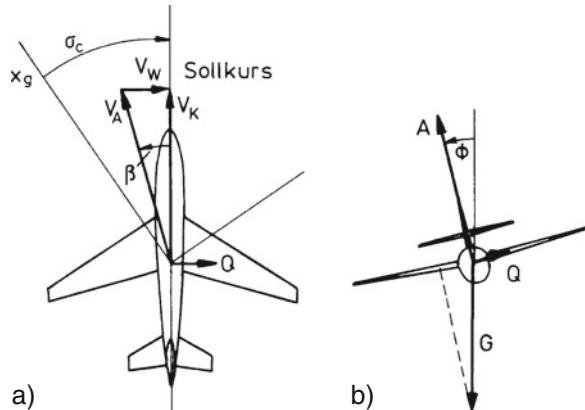


Bild 16.15 Kurshaltung bei Seitenwind mit Hängewinkel: a) Winddreieck, b) Sicht auf das Flugzeug in Flugbahnrichtung

ist minimal, der in x_f -Achse liegende Schubvektor hat dann allerdings den kleinen Winkel $-\beta_w$ gegenüber der Flugbahnrichtung x_k . Diese Konfiguration wird im Reiseflug verwendet.

Wird das Flugzeug dagegen mit seiner Längsachse auf die Flugbahn ausgerichtet, so muß der Vektor der Bahngeschwindigkeit \bar{V}_K in der x_f -Achse liegen, damit wie in Bild 16.15a die Ablagen in Steuerkurs Ψ und Bahnazimut χ null werden. Damit entsteht ein stationärer Schiebewinkel

$$\beta = -\beta_w , \quad (16.3.4)$$

der eine Querkraft Q und damit eine seitliche Beschleunigung erzeugt. Wird der Hängewinkel zu null gehalten, so stellt sich nach einiger Zeit für den Bahnazimut der Grenzwert $\chi_\infty = \beta_{w\infty}$ ein. Um die seitliche Versetzung zu verhindern, muß die Querkraft nach Bild 16.15b mit

$$Q = Y_\beta \beta = -G \sin \Phi \quad (16.3.5)$$

durch seitliche Neigung des Auftriebsvektors kompensiert werden. Dazu ist ein Hängewinkel von

$$\Phi = -\arcsin \frac{Q}{G} = -\arcsin \frac{Y_\beta \beta}{mg} \quad (16.3.6)$$

erforderlich. Gleichzeitig müssen die durch β erzeugten Roll- und Giermomente ausgeglichen werden. Hierzu sind stationäre Ruderausschläge nötig, die den Widerstand erhöhen, auch der Auftrieb muß nachgeregelt werden. Diese Konfiguration ist aus den genannten Gründen für den Normalflugbereich ungeeignet. Sie wird wegen der erforderlichen Ausrichtung des Flugzeugs auf die Landebahn (Fahrwerk) in der Endphase des Landeanflugs verwendet (vgl. Luvwinkelkorrektur in Kap. 16.4.2).

16.3.2 Steuerkursregler

Die drei Gleichungen zur Beschreibung der Flugbahn (Gln.7.3.44, 2.2.23a und 7.2.13)

$$\dot{\chi} = Y_\beta \beta + Y_\zeta \zeta + \frac{g}{V_0} \Phi \approx \frac{g}{V_0} \Phi \quad (16.3.7)$$

$$\Psi = \chi - \beta - \beta_W \quad (16.3.8)$$

$$\dot{\beta}_W = v_{Wx} \quad (16.3.9)$$

sind in Bild 16.16 als Block „Flugbahn“ wiedergegeben, wobei angenommen werden kann, daß bei Vorhandensein eines Basisreglers der Schiebewinkel β klein ist und die Wirkung von β und ζ auf $\dot{\chi}$ vernachlässigbar ist. Nach Bild 16.13a wird eine positive Regelabweichung $\Delta\psi$ durch einen negativen Hängewinkel abgebaut. Die Verstärkung der äußeren Regelschleife $k_{\Phi\psi}$ in Bild 16.16 muß also positiv sein. Wegen der von $1/V_K$ abhängigen „Verstärkung“ zwischen Φ und ψ muß die Reglerverstärkung mit V_K bzw. der Machzahl erhöht werden.

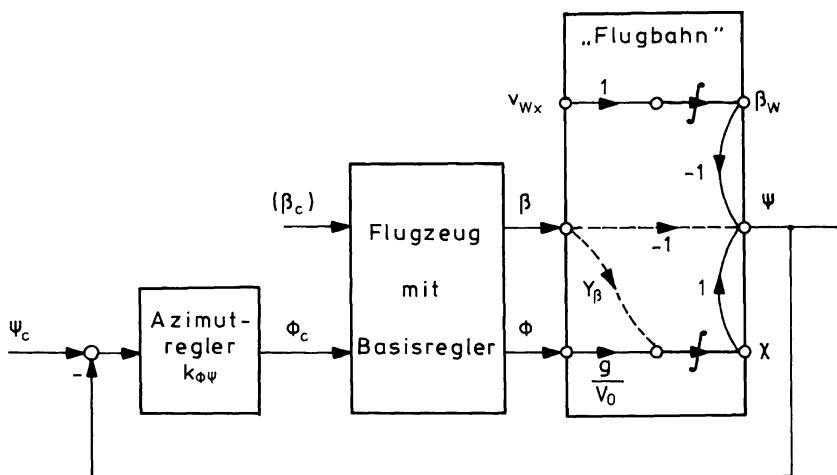


Bild 16.16 Steuerkursregelung (---- vernachlässigbar)

Eine Integration in der äußeren Regelschleife ist nicht nötig, da durch die Integration im Streckenteil „Flugbahn“ schon für stationäre Führungsgenauigkeit gesorgt ist. Bezuglich des Störverhaltens wäre sie auch wenig sinnvoll, weil bei stationärem Wind (β_W) der Steuerkurs gerade nicht genau eingehalten werden soll (s. o.).

Die Frage, welche inneren Regelschleifen für eine Steuerkursregelung nötig sind, wird leicht an der Näherung für den Rollfreiheitsgrad in Verbindung mit den obigen Gleichungen erklärt. Diese sind in Bild 16.17 als SFD wiedergegeben. Daraus geht hervor, daß ein Steuerkurs-Regelkreis auf dieser Grundlage strukturinstabil wäre und eine zusätzliche Rückführung des Hängewinkels unbedingt nötig ist.

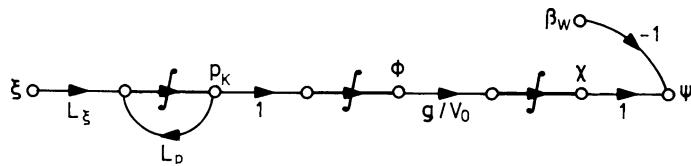


Bild 16.17 SFD zur Steuerkursregelung

Auch bei der Steuerkursregelung gibt es Betriebsarten zum Halten des Steuerkurses (*heading hold*) und zum Einschwenken auf einen neuen Steuerkurs (*heading acquire*). Letztere ist ähnlich der bei der Höhenregelung erwähnten aufgebaut. Damit bei einer großen Sollwertänderung Ψ_c der zulässige Hängewinkel nicht überschritten wird, muß der Sollwert Φ_c begrenzt werden. Hierfür wird allgemein $\Phi_{\max} = \pm 25^\circ$ gewählt, da das dabei auftretende Lastvielfache $n_z = 1,11$ (nach Gl.1.2.14) den Passagieren noch zugemutet werden kann.

Die Regelung des Steuerkurses stellt gegenüber einer Regelung des Bahnazimuts eine Behelfslösung dar, die sich als Kompromiß zwischen guter Bahnführung und einfacher Verfügbarkeit von Meßgrößen eingebürgert hat, vgl. Kap.11.3.1. Entsprechend dem in Kap.16.1.1 erwähnten Verhältnis der Größen Längsneigung Θ und Bahnwinkel γ bei der Höhenregelung wird auch hier durch Verwendung von χ als Regelgröße eine Verbesserung der Bahnführung erzielt.

16.3.3 Anfliegen von VOR-Stationen

Zur horizontalen Führung des Flugzeugs auf geradlinigen Flugbahnen stehen verschiedene bodengebundene Funkleitsysteme zur Verfügung (vgl. Kap.9.5). Sie werden insbesondere in dicht beflogenen Gebieten und im Flughafennahrbereich eingesetzt. Obwohl die Meßverfahren beim Anfliegen auf ein VOR-Funkfeuer und auf einem ILS-Landekurs verschieden sind, ist das Bahnverhalten des Flugzeugs relativ zur Sollbahn in beiden Fällen in gleicher Weise zu beschreiben (vgl. Kap.2.4.3), so daß auch die Regler in ihrem Grundaufbau ähnlich sind.

Anflug auf ein Funkfeuer

In Kap.2.4.2 wurden an Hand von Bild 2.15 die geometrischen Verhältnisse beim Flug nach einem Funkleitsystem erläutert. Die Sollbahn ist durch eine vertikale Leitebene (*radial*) vorgegeben, die vom Sender (Funkfeuer) im Winkel $\rho'_c = \rho_c + 180^\circ$ gegenüber Nord ausgeht und deren Schnittlinie mit der Erdhorizontalen die Sollstandlinie (VOR) bzw. die Anfluggrundlinie (ILS) bildet. Beim ILS-Anflug ist die Soll-Horizontalpeilung ρ_c entsprechend der Landebahnrichtung bodenfest vorgegeben, an Bord wird direkt die Peilwinkelabweichung $\Delta\rho$ als Signal empfangen. Beim VOR-Anflug wird dagegen der vom Sender aus gesehene Peilwinkel ρ' im Flugzeug empfangen und gegenüber der an Bord gewählten Sollpeilung ρ_c die Peilwinkelabweichung

$$\Delta\rho = \rho - \rho_c = \rho' - \rho'_c \quad (16.3.10)$$

errechnet. In beiden Fällen steht also nicht die seitliche Ablage D von der Sollbahn als Meßgröße zur Verfügung, sondern die Winkelabweichung $\Delta\rho$. Mit Hilfe der zusätzlichen Meßgrößen barometrische Höhe H und Schrägentfernung R (DME) könnte zwar D an Bord berechnet werden, das geschieht aber bisher im allgemeinen nicht wegen des gerätetechnischen Aufwandes und der nicht ausreichenden Qualität des DME-Signals.

Unter der Annahme, daß die Bahnbewegung ausschließlich in der horizontalen Ebene abläuft, wurde in [Kap.2.4.2](#) mit [Gl.2.4.15](#) für die seitliche Ablage von der Sollstandlinie (Leitebene) ermittelt

$$D = \Delta R_{yg} = R \Delta\rho . \quad (16.3.11)$$

(Da keine Abstandsregelung beabsichtigt ist, werden ΔR und ΔV_K gegenüber [Kap.2.4.2](#) hier null gesetzt.) Für die Änderung der Seitenablage gilt nach [Gl.2.4.18](#) bzw. [Gl.7.3.45](#)

$$\dot{D} = \Delta \dot{R}_{yg} = -V_K \Delta\chi , \quad (16.3.12)$$

diese ist proportional der Bahnazimutabweichung

$$\Delta\chi = \chi - \rho_c = \chi - \chi_c . \quad (16.3.13)$$

Ist diese null, so fliegt das Flugzeug parallel zur Sollstandlinie, wobei sich die Peilwinkelabweichung $\Delta\rho$ mit Annäherung an das Funkfeuer stetig vergrößert. Andererseits wird nach [Gl.2.4.18](#) die seitliche Ablage D mit Hilfe des Bahnazimuts gesteuert, dieser ist also die ideale innere Rückführgröße für die Standlinienregelung. Der Soll-Bahnazimut χ_c ist dabei gleich der Soll-Horizontalpeilung ρ_c . Für die Abstandsänderung zum Funkfeuer gilt schließlich mit [Gl.2.4.18](#)

$$\dot{R} \approx -V_K . \quad (16.3.14)$$

Überflug über ein Funkfeuer

Bei der Streckennavigation möchte man ein Flugzeug nicht nur auf ein VOR-Funkfeuer zuführen, sondern auch nach Überfliegen desselben unter Verwendung des gleichen Funksignals in gleicher Richtung weiterfliegen (Fliegen auf Rückkurs). Das ist grundsätzlich möglich. Im Anflug gilt für den am Instrument angezeigten und auch für den Regler verwendeten Sollwert $\rho_c = \rho'_c + 180^\circ$, während nach dem Überflug gilt $\rho'_{Rc} = \rho_c$. Sollen die [Gln.2.4.17](#) und [2.4.18](#) für beide Fälle gelten, so ist die Peilwinkelabweichung auf Rückkurs im Gegensatz zu [Gl.16.3.10](#) zu definieren, vgl. Bild [16.18](#)

$$\Delta\rho_R = \rho'_R - \rho'_{Rc} = \rho_R - 180^\circ - \rho_c . \quad (16.3.15)$$

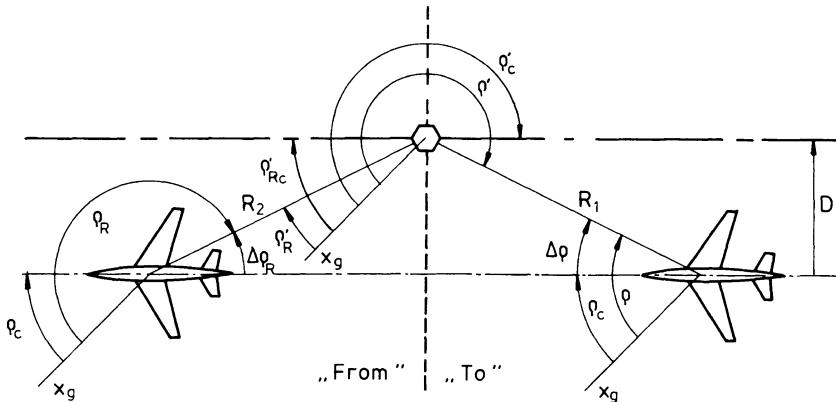


Bild 16.18 Zum Fliegen auf Rückkurs

Da in beiden Fällen an Bord das Signal ρ' empfangen wird, muß der Regler nach Überflug des Senders umgeschaltet werden. Das entspricht dem in Kap.9.5.5 diskutierten Wechsel der Anzeige von „To“ zu „From“.

Beim Überflug über das Funkfeuer ergeben sich allerdings dadurch Schwierigkeiten, daß die Winkel $\Delta\rho$ und ε (Elevationspeilung) mit großer Änderungsgeschwindigkeit durch 90° gehen und R klein wird, Gl.16.3.11 ist dann unbestimmt. In einem Kegel über dem Funkfeuer mit einem Öffnungswinkel von ca. $\pm 45^\circ$ (*cone of confusion*) wird außerdem das Meßsignal unbrauchbar und der Regler muß auf Steuerkursregelung umgeschaltet werden. In unmittelbarer Nähe des Funkfeuers ist also keine Führung mit Hilfe des Funksignals möglich, sie kann erst wieder eingesetzt, wenn das Flugzeug genügend Abstand vom Sender erreicht hat.

16.3.4 Standlinienregelung

Wir gehen davon aus, daß das Flugzeug mit Basisregler in der Seitenbewegung näherungsweise ein Verzögerungsverhalten zweiter Ordnung hat und daß der Schiebewinkel zu Null geregelt wird (vgl. Kap.14.2.4). Die Bahnbewegung wird für $\beta, \zeta \approx 0$ beschrieben durch Gl.16.3.7. Dazu kommen die nach Gln.16.3.11 und 16.3.12 linearisierten Gleichungen für die Standlinien-Ablage

$$\Delta\rho = 1/R_0 D \quad (16.3.16)$$

$$\dot{D} = -V_0 \Delta\chi . \quad (16.3.17)$$

Gleichung 16.3.16 stellt eine punktweise Betrachtung für $R = R_0 = \text{const}$ dar; nur in größerem Abstand vom Sender ist damit eine Stabilitätsbetrachtung möglich. Diese Gleichungen sind zusammen mit einer Näherung erster Ordnung für die Seitenbewegung mit Basisregler im SFD von Bild 16.19 dargestellt. Danach wäre ein ρ -Regelkreis ohne innere Rückführung von χ (bzw. Ψ) strukturinstabil. Es ergeben

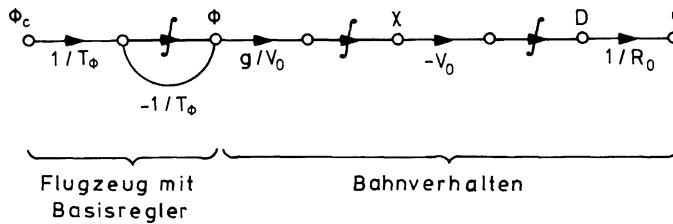


Bild 16.19 SFD zum Bahnverhalten relativ zu einer Standlinie

sich als innere Regelgrößen für die Standlinienregelung der Bahnazimut χ und der Hängewinkel Φ . Das Regelungssystem ist also auf dem Basis-(Rollage-)regler von Kap.14.3 aufzubauen mit den Zustandsvariablen χ und D als äußeren Rückführgrößen. In zwei Punkten unterscheiden sich aber heutige Regelungssysteme von dieser Idealstruktur:

1. Statt des Bahnazimuts χ wird der leichter meßbare Steuerkurs Ψ zur Rückführung verwendet. In Ψ ist aber die Seitenwindkomponente β_w enthalten. Bei Seitenwind kann $\Delta\chi$ und damit auch \dot{D} nur dann Null werden, wenn durch den Regler wenigstens stationär ein Luvwinkel $\Delta\Psi_c = -\beta_w$ aufgebaut wird, wie es auch der Pilot bei manuellen Anflügen tun muß (s. o.).
2. Zur Vereinfachung des Regelungssystems ist es üblich, die seitliche Ablage D nicht aus $\Delta\rho$ und R zu berechnen, sondern den Meßwert $\Delta\rho$ direkt zur Rückführung zu verwenden (s. o.). Dadurch ergibt sich in der äußeren Regelschleife eine Verstärkungserhöhung proportional $1/R$ mit Annäherung an den Sender, wodurch sich die Dämpfung des Regelkreises verschlechtert. Dieser Effekt existiert bei allen Ortungssystemen, die auf einer Winkelmessung beruhen, er wird als „Tüteneffekt“ bezeichnet.

Das sich hiernach ergebende Regelungssystem ist in linearisierter Form in Bild 16.20 dargestellt. Beide äußeren Rückföhrschleifen enthalten je ein Filter ($F_\rho(s)$ und $F_\Psi(s)$), deren Bedeutung im folgenden erläutert wird. Die Gleichung dieses Regelungssystems ergibt sich aus dem Blockschaltbild nach einigen Umformungen zu

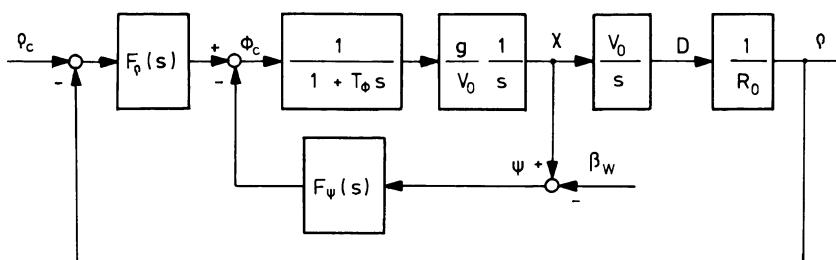


Bild 16.20 Zur inneren Struktur der Standlinienregelung (Vorzeichen entsprechend der Definition in Bild 2.13)

$$\rho = \frac{g/R_0}{g/R_0 F_\rho(s) + sg/V_0 F_\Psi(s) + s^2 + s^3 T_\Phi} (F_\rho(s)\rho_c + F_\Psi(s)\beta_W) . \quad (16.3.18)$$

Als notwendige Voraussetzung für die Stabilität ergibt sich nach dem Kriterium von Routh-Hurwitz aus dem Nenner der ÜF, daß $F_\rho(s)$ und $F_\Psi(s)$ Proportionalverhalten haben müssen. Für den Stationärfall ($s = 0$) folgt weiter

$$\rho|_{s=0} = \rho_c + \left. \frac{F_\Psi}{F_\rho} \right|_{s=0} \beta_{W\text{stat}} . \quad (16.3.19)$$

Stationäre Führungsgenauigkeit ist auf Grund der Integration zwischen χ und ρ vorhanden, dagegen wird der Regelfehler mit Gl. 16.3.16 bei stationärer Windstörung β_W nur dann null, wenn $F_\Psi(s)$ differenzierendes Verhalten hat. In diesem Fall muß aber zur Erhaltung der Stabilität auch $\dot{\rho}$ zurückgeführt werden, d. h. es muß $F_\rho(s)$ PD-Verhalten haben. Aus dieser Überlegung folgen die ÜF'en für realisierbare Filter

$$F_\Psi(s) = \frac{T_\Psi s}{1 + T_\Psi s} \quad (16.3.20)$$

$$F_\rho(s) = \frac{k_1 + k_2 s}{1 + T_\rho s} . \quad (16.3.21)$$

Um eine zu starke Vorhaltbildung in $F_\rho(s)$ zu vermeiden, wird $F_\rho(s)$ als „wash-out“-Filter mit typischen Zeitkonstanten $T_\rho = 35$ s für den VOR- und $T_\rho = 7.5$ s für den ILS-Anflug ausgelegt (bei letzterem wird höhere Genauigkeit gefordert).

Gegenüber dieser linearisierten Darstellung unterscheidet sich die gerätetechnische Ausführung insbesondere bezüglich der Bildung der Regelabweichungen, vgl. Bild 16.21. Nach Gln. 16.3.4 und 2.4.18 müssen, damit das Flugzeug auf der Standlinie bleibt, die Abweichung sowohl der Horizontalpeilung (*VOR/localizer error*) $\Delta\rho = \rho - \rho_c$ als auch des Bahnazimuts $\Delta\chi = \chi - \rho_c$ zu null werden. Beim

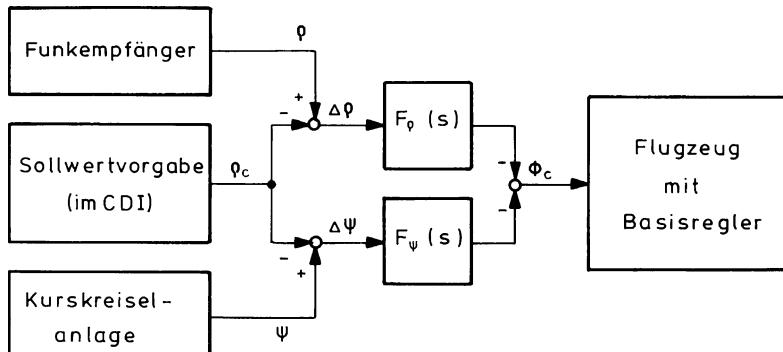


Bild 16.21 Bildung der Meßsignale bei der Standlinienregelung

VOR-Anflug müssen beide Regelabweichungen entsprechend Bild 16.21 an Bord gebildet werden. Beim ILS-Anflug wird dagegen $\Delta\rho$ direkt gemessen, während zur Bildung von $\Delta\chi$ für ρ_c die Richtung der Anfluggrundlinie einzugeben ist ([Deutsche Lufthansa 76](#)).

Tatsächlich wird aber nicht die Bahnazimutabweichung $\Delta\chi$, sondern eine Steuerkursabweichung (*heading error*, fälschlich oft als *course error* bezeichnet) gebildet, vgl. Bild 16.14:

$$\Delta\Psi = \Psi - \Psi_c = \Psi - (\chi_c - \beta_W) \approx \Psi - \rho_c . \quad (16.3.22)$$

Dieses Signal entspricht nur dann der zu minimierenden Bahnazimutabweichung, wenn der Wind Null ist. Bei Wind muß der Regler dagegen einen Fehler $\Delta\Psi = -\beta_W$ zulassen (s. o.).

Die Verkleinerung von R bei Annäherung an den Sender bewirkt mit Gl. 16.3.18 eine Verstärkungsverhöhung und damit eine Destabilisierung des Regelkreises. Deswegen muß im Regelungssystem für genügend Dämpfung (Amplitudenreserve) gesorgt werden. Diese Maßnahme reicht aus, so lange die relative Verstärkungsänderung nicht zu groß wird, d. h. solange der Mindestabstand zum Sender ca. 2–3 km beträgt. Das ist auf Grund der Senderanordnung am Landebahnende beim Landekurs-Anflug der Fall. Beim VOR-Anflug muß der Regler ohnehin in Sendernähe abgeschaltet werden.

Regelgesetz zum Einfliegen auf eine Sollstandlinie

Das automatische Einfliegen auf die vorgewählte Sollstandlinie (Anfluggrundlinie) soll entsprechend Bild 16.22 mit weichem Übergang ohne Überschwingen erfolgen, wobei der auftretende Hängewinkel begrenzt werden muß ($\Phi_{\max} \sim 25^\circ$). Um das zu erreichen, wird der Schnittwinkel mit der Sollstandlinie (Interceptwinkel $\Delta\Psi$) auf einen Wert von ca. 45° festgelegt. Beide Größen $\Delta\Psi$ und Φ_c sind also zu begrenzen.

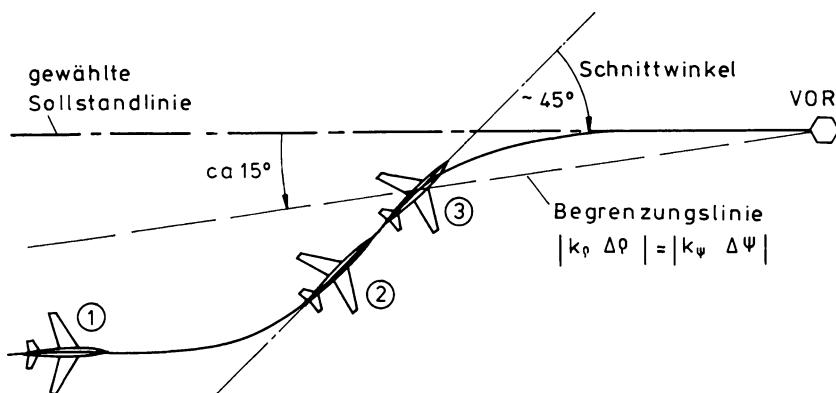


Bild 16.22 Zum Anflug auf ein VOR-Radial

In diesem Fall soll Ψ genau geführt werden, daher entfällt das oben eingeführte Washout-Filter $F_\Psi(s)$, der Ψ -Regelkreis entspricht im übrigen Bild 16.21.

In Bild 16.22 ist ein Einfliegen auf die Sollstandlinie von rechts gezeigt, nach den Definitionen von Bild 2.18 ist also $\Delta\rho$ negativ. Um das Flugzeug zur Sollstandlinie hinzuführen, muß das negative Signal $\Delta\rho$ eine negative Steuerkursänderung $\Delta\Psi$ und einen negativen Hängewinkel Φ erzeugen, somit sind in Bild 16.23 die Verstärkungen k_Ψ und k_ρ positiv (vgl. auch Vorzeichen in Bild 16.21).

Für das Ausregeln kleiner Abweichungen von der Sollstandlinie ergab sich im vorigen Abschnitt das Regelgesetz (abgesehen von eingefügten Filtern)

$$\Phi_c = k_\rho \Delta\rho - k_\Psi \Delta\Psi . \quad (16.3.23)$$

Mit dem gleichen Gesetz wird das Flugzeug auch bei großen Ablagen zum Leitstrahl hingeführt, allerdings würden sehr große Winkel $\Delta\Psi$ und Φ kommandiert, wenn diese nicht begrenzt werden.

Das Einhalten des Interceptwinkels bis zum Unterschreiten einer vorgegebenen Winkelablage von der Sollstandlinie (Begrenzungslinie in Bild 16.22) wird durch die in Bild 16.23 skizzierte nichtlineare Schaltung erreicht. Bei großer Ablage (Position 1 in Bild 16.22) wird aus $\Delta\rho$ der negative Hängewinkel Φ_{\max} kommandiert nach der Gleichung

$$\Phi_c = [(k_\rho \Delta\rho - k_\Psi \Delta\Psi + \Delta\Psi)_{\max 45^\circ} - \Delta\Psi]_{\max 25^\circ} . \quad (16.3.24)$$

Das Flugzeug schwenkt mit etwa konstanter Giergeschwindigkeit auf die Sollstandlinie zu, bis der Schnittwinkel von $\Delta\Psi = -45^\circ$ erreicht ist (2). Während bis dahin die beiden entgegengesetzten, am Steuerkursbegrenzer anliegenden $\Delta\Psi$ -Signale sich gegenseitig aufheben, gerät jetzt der Begrenzer in die Sättigung, so daß das $\Delta\rho$ -Signal seine Wirkung verliert und der kommandierte Hängewinkel Φ_c unabhängig davon null wird.

Solange das Flugzeug sich außerhalb der in Bild 16.22 gezeigten Begrenzungslinie befindet, d. h. so lange

$$|k_\rho \Delta\rho| > |k_\Psi \Delta\Psi| , \quad (16.3.25)$$

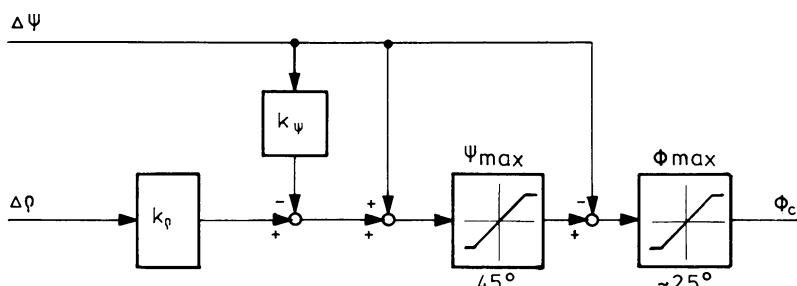


Bild 16.23 Nichtlineare Schaltung zum VOR/Localizer-Anflug

ist der Signalanteil $k_\rho \Delta\rho - k_\Psi \Delta\Psi$ negativ, so daß der Begrenzer in der Sättigung bleibt (mit $\Phi_c = 0$). Bei Überschreiten der Begrenzungslinie (3) wird

$$k_\rho \Delta\rho - k_\Psi \Delta\Psi > 0, \quad (16.3.26)$$

wodurch der Begrenzungseffekt aufgehoben wird. Die beiden entgegengesetzten $\Delta\Psi$ -Signale gleichen sich wieder aus und es ist nur noch das Signal

$$\Phi_c = k_\rho \Delta\rho - k_\Psi \Delta\Psi \quad (16.3.27)$$

wirksam, das wegen des großen Wertes von $\Delta\Psi$ einen positiven Hängewinkel kommandiert, so daß das Flugzeug auf den Sollkurs einschwenkt (*capture phase*). Sobald das Flugzeug die Standlinie erreicht hat, z. B. wenn $\Phi < 5^\circ$ geworden ist, wird der Regler selbsttätig auf die oben beschriebene Betriebsart zur Standlinienhaltung (*track phase*) umgeschaltet, d. h. es werden die beschriebenen Filter zugeschaltet, bzw. in ihren Zeitkonstanten verändert.

16.4 Regelungssystem für die automatische Landung

Anflug und Landung sind die kompliziertesten Abschnitte eines Fluges. Wegen der niedrigen Flughöhe stellen sie auch die höchsten Anforderungen an die Flugsicherheit. Das gilt insbesondere im Endanflug, bei dem alle Zustände des Flugzeugs mit hoher Genauigkeit eingehalten werden müssen, bis das Flugzeug auf einem genau definierten Punkt aufsetzt.

Regelungssysteme für die automatische Landung wurden seit den 1950er Jahren entwickelt und erprobt und werden in allen Transportflugzeugen eingesetzt. Sie haben durch Vermehrung und Überwachung aller Untersysteme einen Sicherheitsstandard erreicht, der im normalen Linienbetrieb routinemäßig Landungen bei minimaler Sicht zuläßt. Im folgenden soll die prinzipielle Funktion von Autopiloten für die Automatische Landung erläutert werden, ohne auf die vielfältigen Aspekte der Zuverlässigkeit und Überwachung von Flugreglern einzugehen. Diese wurden in [Kapitel 9](#) und [10](#) kurz angesprochen.

16.4.1 Das ILS-Landeverfahren

Das auf dem Instrumenten-Lande-System (ILS, vgl. [Kap.9.6.2](#)) aufbauende Landeverfahren wurde in seinen einzelnen Abschnitten in [Kap.11.3.4](#) erläutert. Die Flugabschnitte 1 bis 5 in [Bild 11.18](#) betreffen den Anflug in der TMA auf wechselnden Kursen. Sie sind je nach Flughafen- und Verkehrssituation relativ variabel und die Genauigkeitsanforderungen nicht sehr hoch. Sie lassen sich schlecht insgesamt automatisieren, denn der Pilot muß häufig eingreifen, um den Vorgaben der Flugsicherung bezüglich Höhe, Fahrt und Kurs zu folgen.

Daher werden die Abschnitte 1 bis 5 gern manuell ohne Autopilot geflogen, wobei der Flight-Director (vgl. [Kap.18.1.3](#)) zu Hilfe genommen wird. Die Auto-

matisierung dieser Abschnitte wird allerdings nötig, wenn auf Grund steigender Verkehrsbelastung in der TMA eine genauere örtliche und zeitliche Staffelung der Flugzeuge erforderlich wird oder z. B. energieoptimale Bahnen geflogen werden sollen.

Die Flugabschnitte 5 bis 12 in den Bildern 11.17 und 11.18 vom Interceptvorgang auf den Landekurs bis zum Aufsetzen sind dagegen weitgehend international standardisiert und setzen sich aus einer genau festgelegten Folge von Vorgängen zusammen. Dieser Bereich bietet sich zur Automatisierung an und ist sozusagen die „Paradephase des Autopiloten“, in der dieser dem Piloten überlegen ist. Heutige Autopiloten enthalten eine Betriebsart (Auto-Land), mit der der gesamte Ablauf vom Erreichen des Landekurses bis zum Aufsetzen ohne Zutun des Piloten automatisch erfolgt.

Regelung der Ablage vom Gleitpfad

Die Gleichungen für die Gleitpfadregelung wurden in Kap.2.2.5 hergeleitet:

$$\Delta H = \Delta R_{\text{zg}} = -\Delta \varepsilon R \quad (2.4.24)$$

$$\Delta \dot{H} = \Delta \dot{R}_{\text{zg}} = \Delta \gamma V_K \quad (2.4.25)$$

$$\Delta \gamma = \gamma - \gamma_c = \gamma - \varepsilon_c . \quad (2.4.26)$$

Daraus geht hervor, daß es sich um den Sonderfall einer Höhenregelung mit stetig veränderlichem Sollwert handelt. Der Gleitpfadregler kann also analog zu dem Höhenregler in Bild 16.2 als äußere Regelschleife auf dem Basisregler aufgebaut werden. Beim Übergang von der Höhenregelung zur Gleitpfadregelung brauchen somit nur die äußeren Regelschleifen ausgetauscht bzw. umgeschaltet zu werden. Allerdings müssen zwei Regelabweichungen, nämlich $\Delta \gamma$ und ΔH gleichzeitig zu null geregelt werden, damit das Flugzeug auf dem Gleitpfad bleibt. Die Höhenabweichung ΔH ist selbst nicht meßbar, sondern wird durch die Abweichung der Elevationspeilung $\Delta \varepsilon$ ersetzt. Das hat zur Folge, daß wie bei der Standlinienregelung der Faktor $1/R$ als variable Verstärkung der Regelstrecke auftritt.

Die Gl.2.2.24 bis 2.2.26 ersetzen in Bild 16.2 den Streckenteil „Flugbahn“. Sie sind in Bild 16.24 zusammen mit dem Streckenteil „Flugzeugbewegung mit Basisregler“ zum ε -Regelkreis zusammengefaßt. Eine Führunggröße für ε kann entfallen, da $\Delta \varepsilon$ direkt als Meßwert zur Verfügung steht. Dagegen bestimmt ε_c den Bahnwinkelsollwert. Der Einfluß von $1/R$ bei Annäherung an den Sender (Tütteneffekt) muß im Regler ausgeglichen werden. Hierzu steht als Referenz nur die Höhe über Grund zur Verfügung, die im letzten Teil des Anfluges, in dem sich das Flugzeug über ebenem Gelände befindet, mit Hilfe eines Radiohöhenmessers genügend genau gemessen werden kann. Dagegen fehlt bei ILS-Anlagen bis heute eine genügend genaue Entfernungsmessung zur Landebahnschwelle (DME), so daß die selbst nicht meßbare Regelgröße ΔH nur aus $\Delta \varepsilon$ geschätzt werden kann. Zwei behelfsmäßige Methoden bieten sich dafür an:

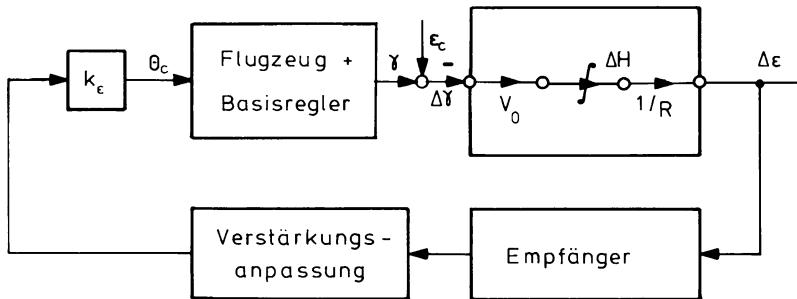


Bild 16.24 Lineare Struktur der Gleitpfadregelung

- Unter der Annahme, daß das Flugzeug näherungsweise auf dem Leitstrahl ist (ΔH klein), kann R aus der gemessenen Radiohöhe berechnet werden. Nach Bild 2.20 gilt in diesem Fall

$$R = -\frac{H}{\sin \varepsilon} \approx -\frac{H}{\sin \varepsilon_c}, \quad (16.4.1)$$

(ε ist im Landeanflug negativ, vgl. Kap.2.4.1) so daß

$$\Delta H = -R \Delta \varepsilon \approx \frac{H}{\varepsilon_c} \Delta \varepsilon. \quad (16.4.2)$$

Da das Höhensignal aber erst über dem ebenen Vorgelände zur Landebahn brauchbar wird, wird meistens die zweite Methode eingesetzt.

- Unter der Annahme, daß die Bahngeschwindigkeit V_K bekannt und konstant ist, kann R näherungsweise von einer bekannten Anfangsbedingung aus (Überflug des *outer marker* = bekannte Entfernung zum Aufsetzpunkt) durch Integration ermittelt werden nach

$$R(t) = R_{0M} - \int_0^t V_K dt \approx R_{0M} - V_K t. \quad (16.4.3)$$

Obwohl die Schätzung von R in beiden Fällen recht ungenau ist, ist eine exakte Leitstrahlführung möglich, da die Veränderung von R , wie in Bild 16.24 zu sehen, nur die Wirkung einer Verstärkungsänderung hat, die im Regler zu kompensieren ist. Auf diese Kompensation kann verzichtet werden, so lange das Flugzeug noch genügend weit vom Gleitpfadsender entfernt ist. Ein mäßiger Verstärkungsanstieg mit Annäherung an den Aufsetzpunkt ist sogar erwünscht, um die Führungsgenauigkeit stetig zu erhöhen. Soll aber das Flugzeug vom *outer marker* an (ca. 4 NM vor dem Aufsetzpunkt) bis zum Beginn des Abfangens (in ca. 15 m Höhe, das entspricht ca. 300 m vor dem Aufsetzpunkt) auf dem Gleitpfad geführt werden, so entspricht das einem Entfernungsverhältnis von 24. Damit würde sich die Verstärkung des

offenen Regelkreises um den Faktor 24 verändert. Wird das nicht ausgeglichen, so ist entweder die Führungsgenauigkeit bei großer Entfernung vom Sender wegen zu kleiner Verstärkung schlecht, oder der Regelkreis wird bei kleiner Entfernung instabil. Es ist daher üblich, die Verstärkung des Gleitpfadreglers beginnend in 500 m Höhe linear mit der Zeit abzuschwächen und ca. 800 m vor dem Sender auf eine andere Betriebsart überzugehen (s. u.).

Häufig wird beim Übergang auf eine Gleitpfadregelung auch der Basisregler verändert. Und zwar wird zur Verbesserung der Regelgenauigkeit in $\Delta\varepsilon$ die Längsneigung nicht proportional, sondern über ein Hochpaßfilter großer Zeitkonstante (*wash-out*) zurückgeführt, entsprechend der bei der Standlinienregelung geschilderten Vorgehensweise für die $\Delta\Psi$ -Rückführschleife. Zur Aufrechterhaltung genügender Dämpfung muß dann zusätzlich die Vertikalgeschwindigkeit \dot{H} zurückgeführt werden, vgl. Bild 16.25.

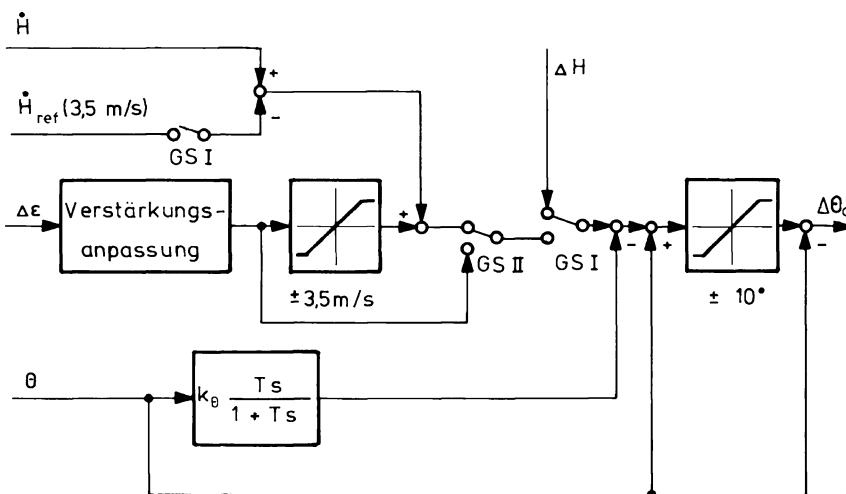


Bild 16.25 Schaltung für das Einfliegen auf den Gleitpfad

Regelgesetz zum Einfliegen auf den Gleitpfad

Das Flugzeug wird normalerweise auf dem Landekurs in konstanter Höhe an den Gleitpfad herangeführt, so daß es diesen von unten her anschneidet. Nur in Ausnahmefällen wird der Gleitpfad aus einem steileren Sinkflug von oben her angeflogen (z. B. beim Zwei-Segment-Anflug). Das Gleitpfadsignal ist nur in einem Winkelbereich von $\Delta\varepsilon = \pm 0,5^\circ$ verwertbar, ein Einschwenken auf den Leitstrahl ist also nur in diesem Bereich möglich.

Beim Erreichen des Gleitpfades muß das Flugzeug in den Sinkflug überführt werden. Solange das Flugzeug sich noch unter dem Leitstrahl befindet ($\Delta\varepsilon > 0$), würde aber der Gleitpfadregler mit $\varTheta_c = k_\varepsilon \Delta\varepsilon$ eine positive Längsneigung und

damit Steigen kommandieren. Erst bei negativem Regelfehler $\Delta\varepsilon$ würde der Regler mit großem Überschwingen den Sinkflug einleiten.

Um das zu verhindern, wird beim Einschalten des Gleitpfadreglers ein Referenzsignal zugeschaltet (Schalter GS I in Bild 16.25), das der Sinkgeschwindigkeit auf dem Gleitpfad, im Beispiel $-3,5 \text{ ms}^{-1}$, entspricht, während gleichzeitig die Höhenhaltung (ΔH) abgeschaltet wird. Das Signal $\Delta\varepsilon$ wird auf einen entsprechenden Wert begrenzt. Hat das Flugzeug diese Sinkgeschwindigkeit erreicht, so wird das \dot{H} -Referenzsignal durch das gemessene \dot{H} ausgeglichen, die $\Delta\varepsilon$ -Begrenzung wird aufgehoben (Schalter GS II) und das Programm zur Verstärkungsabsenkung läuft an. Während des ganzen Vorgangs wird der Längsneigungswinkel wie bei der Höhenregelung auf $\pm 10^\circ$ begrenzt.

16.4.2 Regelung der Endphase des Anfluges

Zwischenphase

In etwa 800 m Entfernung vom Gleitpfadsender (ca. 45 m Höhe) wird die geschilderte Verstärkungsanpassung zu ungenau und das Gleitpfadsignal infolge Bodenreflektion unbrauchbar. Es muß abgeschaltet und der Flug bis zum Aufsetzen ohne bodenseitige Stützung fortgeführt werden. Das geschieht häufig durch Beibehalten der Sinkgeschwindigkeit, die sich auf dem Gleitpfad stabilisiert hat. Besteht der Basisregler aus einer \dot{H} -Regelung, so steht das entsprechende Signal unmittelbar zur Verfügung.

Zu der Konfiguration des stationären Sinkfluges auf dem Gleitpfad gehört eine bestimmte Längsneigung. Deshalb kann auch ersatzweise anstelle von \dot{H} während des kurzen Übergangs bis zum Abfangen die bestehende Längsneigung Θ festgehalten werden. Das lässt sich sehr einfach realisieren, wenn der als äußere Schleife um den Lageregler aufgebaute Gleitpfadregler integrierendes Verhalten hat. Unter der Voraussetzung $\Delta\varepsilon = 0$ und $\dot{H} = \dot{H}_c$ hat der Integrator des Gleitpfadreglers den zugehörigen Sollwert Θ_c gespeichert. Es braucht dann für diese Phase nur das Gleitpfadsignal $\Delta\varepsilon$ abgeschaltet zu werden.

Abfangregler

Kurz vor dem Aufsetzen muß die auf dem Gleitpfad herrschende Sinkgeschwindigkeit (ca. $-3,5 \text{ ms}^{-1}$) bis auf die beim Aufsetzen zulässige Sinkgeschwindigkeit ($-0,5 \text{ ms}^{-1}$) abgebaut werden. Das Flugzeug muß also in einer vorgegebenen Höhe den Gleitpfad verlassen und mit kontinuierlichem Übergang ausschweben, wobei eine definierte Längsneigung erreicht werden muß, um ein sicheres Aufsetzen zu gewährleisten.

Es hat sich bewährt, als Sollbahn für den Abfangbogen (*flare*) einen exponentiellen Verlauf vorzugeben. Eine solche Bahn lässt sich sehr einfach realisieren durch ein Regelgesetz, das die Sinkgeschwindigkeit proportional zur abnehmenden Höhe reduziert nach der Beziehung

$$H + T_A \dot{H} = 0. \quad (16.4.4)$$

Wird diese Differentialgleichung erfüllt, so entspricht der Bahnverlauf ihrer Lösung

$$H(t) = H_0 e^{-t/T_A}. \quad (16.4.5)$$

Hierin ist H_0 die Höhe bei Beginn der Abfangphase (ca. 15 m), H die vom Radarhöhenmesser gelieferte Höhe über der Landebahn und T_A die Abfangzeitkonstante, die im Interesse eines stoßfreien Übergangs proportional zu H_0 gewählt wird. In Bodennähe wird durch den Bodeneffekt der Auftrieb erhöht, wodurch schon ein Teil der Sinkgeschwindigkeit abgebaut wird. (Durch den Bodeneffekt wird gleichzeitig C_A erhöht, der induzierte Widerstand verringert und i. allg. ein kopflastiges Nickmoment erzeugt. Dieses muß durch Nachtrimmen ausgeglichen werden.) Um den Bodeneffekt, der eine positive Regelabweichung erzeugen würde, auszugleichen und mit endlicher Sinkgeschwindigkeit aufzusetzen, wird zu der gemessenen Höhe ein Betrag H_1 von einigen Metern addiert, vgl. Bild 16.26.

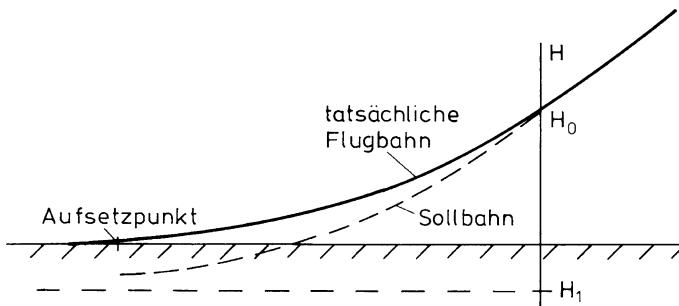


Bild 16.26 Soll- und Istbahn beim Abfangen

Dieses Regelgesetz führt auch für die Abfangphase zu einem linearen Regler ohne Programmsteuerung. Allerdings wird die Flugbahn eine Funktion der Zeit und nicht des Ortes. Der Aufsetzpunkt wird damit abhängig von den herrschenden Windverhältnissen. Die Einfachheit des Reglers (Verzicht auf horizontale Abstandsmessung) wird erkauft durch eine relativ große Streuung des Aufsetzpunktes (ca. ± 250 m) und der Sinkgeschwindigkeit beim Aufsetzen. Diese Nachteile lassen sich vermeiden, wenn die Abfangzeitkonstante mit der Bahngeschwindigkeit verändert wird ([Lambregts 82](#)).

Der Abfangregler wird wieder als äußere Schleife um den Basisregler realisiert, vgl. Bild 16.27. Das Summensignal $(H + H_1) + T_A \dot{H}$ wird in definierter Höhe als Θ_c -Signal aufgeschaltet, ein integrierender Anteil sorgt dafür, daß Gl.16.4.4 stets annähernd erfüllt ist.

Während der gesamten Gleitpfadphase wird die Fahrt konstant gehalten, so daß auch der Schub etwa konstant bleibt. Dagegen wird die Fahrt während des Abfangens so reduziert, daß beim Aufsetzen etwa die Abreißgeschwindigkeit V_{stall} er-

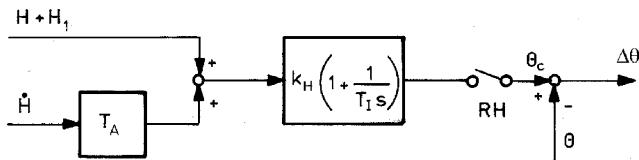


Bild 16.27 Äußere Schleife des Abfangreglers

reicht ist. Der Schub ist entsprechend zu korrigieren, er wird in etwa 10 m Höhe auf Leerlaufschub reduziert.

Luvwinkelkorrektur

Bei einem Landeanflug mit Seitenwind muß das Versetzen des Flugzeugs quer zum Landekurs verhindert werden, wie an Hand der Bilder 16.14 und 16.15 erläutert wurde.

Während des Anflugs auf dem Gleitpfad fliegt das Flugzeug mit einem Luvwinkel $\Delta\Psi = -\beta_w$, so daß der Schiebewinkel null ist und auch die Querlage und die stationären Ruderausschläge null sind. Kurz vor dem Aufsetzen muß das Flugzeug zur Landebahn ausgerichtet werden, da das Fahrwerk fest in Flugzeuglängssachse eingebaut ist. Das hat möglichst schnell und unmittelbar vor dem Aufsetzen zu geschehen, um die seitliche Abdrift während und nach der Luvwinkelkorrektur (*decrab*) klein zu halten. Die Luvwinkelkorrektur wird mit Hilfe eines Schiebewinkelreglers realisiert, der allerdings so ausgelegt sein muß, daß nach Nullsetzen des Sollwerts für den Gierwinkel (in ca. 6 m Höhe) dieser möglichst schnell, ohne Überschwingen und bei minimalem Hängewinkel abgebaut wird.

Literaturverzeichnis zu Kapitel 16

- Blakelock, J.H.: Automatic control of aircraft and missiles. Wiley, New York 1965.
- Brockhaus, R.: Dynamics of aircraft and basic autopilots. In: Concise Encyclopedia of Aeronautics and Space Systems. Pergamon Press, Oxford 1993.
- Brockhaus, R.: Über die Verkopplung und den Einfluß von Allpaßeigenschaften in speziellen Mehrgrößensystemen am Beispiel der Regelung der Flugzeuglängsbewegung im Landeanflug. Dissertation, TU Braunschweig 1967.
- Collinson, R.P.G.: Introduction to avionic systems. Kluwer Academic Publishers, Dordrecht 2003.
- Lambregts, A.A.: Avoiding the pitfalls in automatic landing control system design. AIAA Paper 82-1599, 1982.
- Moir, I., Seabridge A.: Civil avionics systems. Wiley, New York 2006.
- Schänzer, G.: Auslegung von Autopiloten durch Zustandsrückführung. Z. Regelungstechnik 26, S.73–83, 1978.
- A300 B Autoflight-System. Deutsche Lufthansa, Technische Schule, 1976.
- DC 10-Autoflight-System. Deutsche Lufthansa, Technische Schule, 1973.
- Take-off and landing. AGARD-CP 160, 1975.

Kapitel 17

Führung auf wechselnden Flugbahnen

In [Kapitel 16](#) wurden Einzelregler behandelt, mit denen jeweils eine der drei Bahnkomponenten Fluggeschwindigkeit, Höhe oder Kurs (bzw. vertikale und horizontale Ablagen von einer Sollbahn) geregelt wird. Diese im wesentlichen linearen Regler wurden in der Vergangenheit als einzelne Betriebsarten von Autopiloten für die Stabilisierung eines Flugzeugs auf geradliniger Bahn entwickelt. Es wurden auch nichtlineare Schaltungen diskutiert, die einen Übergang auf eine neue Flughöhe oder einen neuen Kurs ermöglichen. Dabei handelte es sich aber um mehr oder weniger behelfsmäßige Einzellösungen, die keine hohe Genauigkeit der Bahnführung erlauben.

Die Führung eines Flugzeugs auf wechselnden Flugbahnen erfordert aber starke Bahnmanöver wie z. B.

- vertikale Bahnmanöver mit großer Höhenänderung und Begrenzung von Fluglage, Vertikalgeschwindigkeit und Lastvielfachem,
- horizontale Bahnmanöver zur optimalen Führung auf wechselnden Kursen unter Begrenzung von Fluglage und Beschleunigungen,
- sichere Führung des Flugzeugs in variablen Windfeldern, insbesondere bei Windscherung in Bodennähe,
- 4D-Bahnführung hoher Genauigkeit nach Ort und Zeit mit vorgegebener Überflugzeit von Wegpunkten insbesondere in Flughafennähe und beim Landeanflug.

Sollen auch solche Manöver automatisch durchgeführt werden, so müssen zunächst Flugbahnen (an Bord) generiert werden, die sowohl unter Gesichtspunkten der Verkehrsflüssesteuerung als auch der Flugleistungen und Flugeigenschaften des einzelnen Flugzeugs optimal sind. Um diese Bahnen nachzufliegen, sind nichtlineare Regelgesetze nötig, die eine präzise Bahnführung bei Einhaltung aller Betriebsgrenzen garantieren. Soll dabei die Leistungsfähigkeit von Flugzeug und Triebwerk voll ausgenutzt werden, so sind die physikalischen Eigenschaften beider Prozesse dem Regelungskonzept zu Grunde zu legen. Dabei sind nicht nur die Regelgrößen H , V_A und Ψ zu führen, sondern so weit möglich auch der gesamte Prozeßzustand. Das führt auf eine Verbindung von nichtlinearer Vorsteuerung mit linearem

Regler, für die hier einige Beispiele aus verschiedenen Forschungsprogrammen vorgestellt werden.

Die Planung und Durchführung eines Fluges vom Start bis zur Landung stellt die oberste Ebene der bordgebundenen Flugführung dar. Sie erfordert eine große Informationsmenge über das Flugzeug selbst (z. B. Flugleistungsparameter), über aktuelle Position und Bahnverlauf, die Verkehrssituation (Flughafenumgebung, üblicher Verkehr) und die Wetterverhältnisse (Wind, Atmosphäre). Sie setzt weiter ausführliche Kommunikation Bord-Boden voraus und beinhaltet Entscheidungsprozesse auf der Grundlage einer Optimierung unter Beachtung aller Randbedingungen und Begrenzungen und enthält schließlich die Überwachung des Flugablaufs. Diese Tätigkeiten waren lange Zeit dem Piloten vorbehalten. Seit der Einführung von Flugmanagement-Systemen wurde auch diese Ebene schrittweise automatisiert. Dadurch konnte der Pilot auch in diesem Aufgabenbereich wirksam entlastet werden.

17.1 Integrierte Bahnregler für die Längsbewegung

In der Seitenbewegung beaufschlagt schon der Basisregler beide verfügbaren Stellglieder (Quer- und Seitenruder), wodurch eine gut koordinierte seitliche Führung des Flugzeugs ermöglicht wird. Dagegen sind die konventionellen Regler in der Längsbewegung (Autopilot für die Höhe und Vortriebsregler für die Fahrt) bezüglich ihrer Stellglieder Höhenruder und Schub entkoppelt. Es handelt sich um zwei getrennte Regler, die auf jeweils eine Stellgröße wirken, wie Bild 17.1 veranschaulicht. Diese Trennung führt wegen der direkten Kopplungen zwischen Höhe und Fahrt (über den Energiehaushalt) bei höheren Anforderungen an die Regelgenauigkeit auf Schwierigkeiten.

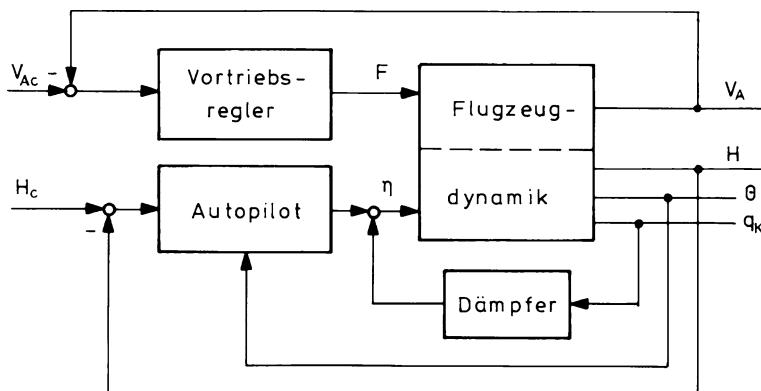


Bild 17.1 Konventionell entkoppeltes Regelungssystem

Für eine präzise Bahnführung spielt die zeitliche Änderung von potentieller und kinetischer Energie, wie sie in Kapitel 6 diskutiert wurde, eine sehr wichtige Rolle. Diese physikalischen Zusammenhänge sind der Auslegung von Bahnreglern zu

Gründe zu legen. Das sei an einem Beispiel erläutert: Ein Flugzeug befindet sich im Landeanflug bei erhöhter Geschwindigkeit unterhalb der Sollbahn. Ein konventionell entkoppelter Flugregler würde zunächst mit Ziehen des Höhenruders und gleichzeitiger Schubreduktion reagieren, wodurch die Fahrt in gefährlicher Weise abgebaut würde. Entspricht in der genannten Situation die Gesamtenergie des Flugzeugs der Sollenergie, so können dagegen beide Regelfehler allein durch Ziehen des Höhenruders beseitigt werden. Dazu ist bei richtiger Auslegung ein verkoppeltes Regelungssystem in der Lage. Das Beispiel zeigt aber auch, daß es vorteilhaft wäre, den Schub nicht nur zur Fahrtregelung, sondern zur Regelung der Gesamtenergie einzusetzen /König 88/.

Moderne Regler für die Bahnführung in der Längsbewegung basieren deshalb auf einer vollständigen Zustandsrückführung auf die beiden Stellgrößen Höhenruder und Schubdrossel, wie in Bild 17.2 veranschaulicht. Solche verkoppelten („integrierten“) Regelungssysteme ermöglichen eine wesentlich genauere und flexiblere Flugbahnhaltung, wie sie auch im Zusammenhang mit Anflugverfahren auf steilen Flugbahnen gefordert werden muß. Insbesondere zur genauen Bahnführung in Bodennähe (u. a. bei der Landung) und bei der Regelung des Energiezustandes in Windscherung, sind solche verkoppelten Regler unverzichtbar /Hahn 89/.

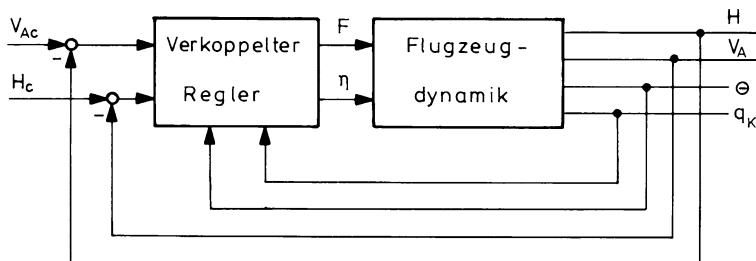


Bild 17.2 Integriertes Regelungssystem

Die technologische Entwicklung seit etwa 1970 hat den Übergang von Einzelreglern (*split axes control*) zu verkoppelten Regelungssystemen unterstützt. Während bei früheren, in analoger Technik aufgebauten Flugreglern jede Rückführschleife zusätzliche Bauelemente (Verstärker, Filter) und zusätzliche Überwachungseinrichtungen kostete, ist beim Einsatz digitaler Regler die Erweiterung eines Regelgesetzes im wesentlichen mit zusätzlichem Bedarf an Speicherplatz und Rechnerleistung verknüpft, solange die erforderliche Meßinformation zur Verfügung steht. Darüber hinaus bietet der Einsatz digitaler Rechner die Möglichkeit, neben linearen auch nichtlineare Steuer- und Regelgesetze zu verwirklichen. Auch die Anpassung der Reglerverstärkung an den Flugzustand, die in analogen Reglern erheblichen Aufwand erfordert, ist digital relativ leicht zu realisieren, wobei der in Kap.21 beschriebene Änderungsaufwand anfällt.

Schon in den 1970er Jahren wurde die Notwendigkeit der Zusammenführung von Fahrt- und Höhenregelung zu einem integrierten Gesamtsystem entsprechend Bild 17.2 erkannt. Sowohl in Forschungsprogrammen /Alles Fr 77/, /Alles 79/, /Alles Wü 83/, als auch in Experimentalprogrammen /Schänzer Bö 74/ wurden Konzepte

für eine verkoppelte Bahnregelung entwickelt und in Simulation und Flugversuch validiert. Auf dieser Grundlage wurde ein Experimentalsystem entwickelt, in einer Dornier DO 28 realisiert und bis hin zu automatischen Landungen erprobt /[Redeker 86](#)/.

In weiteren Experimentalprogrammen wurden neue Konzepte für die Regelung von Flugzeugen /[Adam 77](#)/, /[Henschel 77](#)/, Hubschraubern /[Leyendecker 86](#)/, /[Bouwer 88](#)/ und Triebwerken /[Sölter 90](#)/, /[Hiesener 93](#)/ vorgestellt. Eine wichtige gemeinsame Erfahrung aus diesen Arbeiten ist die Tatsache, daß mit einer aus der Flugphysik abgeleiteten Vorsteuerung das Führungsverhalten gegenüber reiner Regelung erheblich verbessert werden kann. Da eine Vorsteuerung die Stabilität nicht beeinflußt und daher auch nichtlineare Funktionen enthalten kann, ist eine Anpassung an wechselnde Anforderungen und Betriebsbedingungen leicht möglich. Dadurch läßt sich eine schnellere, überschwingfreie Reaktion auf Bahnkommandos erreichen, sowie eine bessere Reaktion auf Störungen (z. B. Windscherung) oder Konfigurationsänderungen (z. B. Ausfahren von Landeklappen und Fahrwerk).

17.1.1 Aufbau eines Bahnregelungssystems

Hat man die Möglichkeit, ein Bahnregelungssystem frei von den in der Flugregelung historisch gewachsenen Strukturen zu entwerfen, so wird man die in [Kap.13.1](#) entwickelte Struktur einer vollständigen Zustandsrückführung mit Integration der Regeldifferenz und Vorsteuerung zu Grunde legen. Man geht dazu von den Zustandsgleichungen aus, bei der Längsbewegung also vom [Gleichungssystem 7.3.37](#) und [7.3.38](#). Bis auf die Windgrößen sind alle darin enthaltenen Zustandsgrößen mehr oder weniger gut meßbar oder aus Meßgrößen beobachtbar, sie sind (außer dem Wind) auch gut steuerbar, vgl. [Kap.8.5](#). Alle Zustandsgrößen sind ohne Einschränkungen auf alle verfügbaren Stellgrößen (hier Höhenruder und Schubdrossel) zurückzuführen. Der Zustandsvektor der Längsbewegung lautet nach [Gl.7.3.37](#)

$$\underline{x} = [u_{Wk} \alpha_w q_k \alpha_k V_k \gamma H R]^T \quad (17.1.1)$$

und der Ausgangsgrößenvektor nach [Gl.7.3.38](#)

$$\underline{y} = [V_A \alpha q_A \Theta b_x b_z \varepsilon]^T . \quad (17.1.2)$$

Die Windgrößen u_{Wk} , α_w und q_w sind weder meßbar noch steuerbar, sie sollen auch nicht geregelt werden. Solange kein Anflug auf einen erdfesten Punkt durchzuführen ist, können die Größen R und ε unberücksichtigt bleiben, es bleiben also fünf Zustandsgrößen übrig. Von diesen Größen sind mit konventionellen Mitteln meßbar (vgl. [Kapitel 9](#)) nach Definition von [Gl.7.3.37](#) und [7.3.38](#)

die Zustandsgrößen q_k und H
und die Ausgangsgrößen V_A , α , Θ , b_x und b_z .

Die ersten fünf dieser Größen sind voneinander linear unabhängig, stellen also einen ebenfalls möglichen vollständigen Zustandsvektor zur Regelung der Längsbewegung (ohne x -Referenz) dar. Die Größen b_x und b_z liefern Information, die als Ersatz für weitere, nicht meßbare Zustandsgrößen dienen kann (s. u.). Mit höherem Meßaufwand stehen auch noch

γ und V_K zur Verfügung.

Entsprechend der zwei verfügbaren Stellgrößen können zwei Regelgrößen unabhängig geführt werden. Als Bahnkomponenten in x - und z -Richtung kommen in Frage

H , bzw. \dot{H} oder γ

V_A , oder im Langsamflug auch α (vgl. [Kap.16.2.4](#)).

Das in [Kap.13.1](#) eingeführte Regelgesetz lautet

$$\dot{\underline{v}} = \underline{e} = \underline{w} - \underline{y} \quad (13.1.22)$$

$$\underline{u} = -\underline{K}_x \underline{x} + \underline{J} \underline{v} + \underline{H} \underline{w}. \quad (13.1.24)$$

Hierin ist \underline{v} gleich dem Integral der Regeldifferenz, z. B. von $V_{Ad} = V_{Ac} - V_A$ und $H_d = H_c - H$. Da einige Zustandsgrößen durch Ausgangsgrößen ersetzt werden sollen, wird [Gl.13.1.24](#) formal um eine Ausgangsrückführung erweitert

$$\underline{u} = -\underline{K}_x \underline{x} - \underline{K}_y \underline{y} + \underline{J} \underline{v} + \underline{H} \underline{w}. \quad (17.1.3)$$

Mit dieser Reglerstruktur wird neben gutem dynamischem Verhalten stationäre Entkopplung der Regelgrößen erreicht. Um schnelles Folgen auf Führungskommandos, gute dynamische Entkopplung und die Unterdrückung stationärer Störeinflüsse zu erreichen, sollten beide Führungsgrößen und die Integrale beider Regeldifferenzen auf beide Stellgrößen aufgeschaltet werden.

Damit erhält das Regelgesetz unter Verwendung aller leicht meßbaren Größen den folgenden Aufbau (worin die „ x “ für die zu wählenden Reglerparameter stehen)

$$\dot{\underline{v}} = \begin{bmatrix} \dot{v}_u \\ \dot{v}_h \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_{Ad} \\ H_d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_{Ac} \\ H_c \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} V_A \\ H \end{bmatrix} \quad (17.1.4)$$

$$\begin{aligned} \underline{u} = & \begin{bmatrix} f \\ \eta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & x & 0 & 0 & 0 & x & 0 \\ 0 & 0 & x & 0 & 0 & 0 & x & 0 \end{bmatrix} \underline{x} \\ & + \begin{bmatrix} x & x & 0 & x & x & x & 0 \\ x & x & 0 & x & x & x & 0 \end{bmatrix} \underline{y} \\ & + \begin{bmatrix} x & x \\ x & x \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_u \\ v_h \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x & x \\ x & x \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_{Ac} \\ H_c \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (17.1.5)$$

Daraus ergeben sich 22 Reglerparameter, die im Sinne guter Flugeigenschaften und guten Führungs- und Störverhaltens auszulegen sind.

Reduktion der Zahl der Reglerparameter

In den Kapiteln 14 und 16 haben wir immer wieder versucht, die Zahl notwendiger Rückführungen auf ein Mindestmaß zu reduzieren, um den technischen Aufwand in Grenzen zu halten und die Systemzuverlässigkeit zu erhöhen. Aus dem gleichen Grund wird man auch hier zunächst prüfen, ob alle diese Rückführungen und Steueraufschaltungen notwendig und wirksam sind. Beispielsweise ist die Rückführung der Nickgeschwindigkeit q_K auf den Triebwerksschub (X -Kraft-Haushalt) wenig wirksam und würde nur unnötige Schubunruhe erzeugen; sie wird deshalb von vornherein weggelassen. Die beiden Größen V_A und α sind über die Auftriebsgleichung (nichtlinear) voneinander abhängig. Je nachdem, welche von beiden zur Regelgröße gewählt wird, kann auf die Rückführung der jeweils anderen verzichtet werden.

Dabei ist auch zu überlegen, ob teure oder störanfällige Meßgeber eingespart werden können, indem die entsprechenden Größen beobachtet oder durch andere Meßgrößen ersetzt werden. Beispielsweise läßt sich die aufwendige Messung des Bahnwinkels γ auch durch die Vertikalgeschwindigkeit \dot{H} ersetzen, die durch komplementäre Filterung aus H und b_z gewonnen wird. Man wird also zunächst von der Struktur der Zustandsrückführung als Basis ausgehen, diese aber ohne formale Einschränkungen abwandeln, beispielsweise, indem man alle meßbaren und als sinnvoll erachteten Größen zur Rückführung heranzieht, ohne Rücksicht darauf, ob sie Zustandsgrößen sind oder nicht (einschließlich der relativ leicht meßbaren Beschleunigungen). Man kann dann der Optimierung überlassen, herauszufinden, welche dieser Rückführungen wenig wirksam sind und deshalb weggelassen werden können.

Berücksichtigung des Stellsystems

Die Zeitkonstanten aller Meßgeber sind klein gegenüber den Zeitkonstanten der Strecke. Sie sind damit für den Gesamtprozeß unerheblich, so daß sie und die damit verbundenen Speicher bzw. Zustandsgrößen vernachlässigt werden können. Das gleiche gilt normalerweise auch für die Zustände hydraulischer Stellantriebe. Auch deren Übertragungsverhalten kann vernachlässigt werden, so lange man sich auf kleine Amplituden und Stellgeschwindigkeiten beschränkt. Bei elektrischen Stellantrieben ist das wegen ihres geringeren Leistungsniveaus nicht mehr der Fall. Es ist dann für den Stellmotor einschließlich der Ruderlast eine Zustandsgleichung z. B. erster Ordnung anzusetzen, vgl. Kap.10.2.1

$$\dot{\eta} = -\frac{1}{T_\eta}\eta + \frac{K_\eta}{T_\eta}\delta_\eta . \quad (17.1.6)$$

Das Triebwerksverhalten wird für einen Flugreglerentwurf ausreichend genau durch ein Verhalten erster oder zweiter Ordnung (PT_1 bzw. PDT_2) beschrieben,

vgl. Kap.3.6. Auch hierfür ist eine entsprechende Zustandsgleichung anzusetzen, z. B. Gln.3.6.18 und 3.6.19. Diese Gleichungen sind den Zustandsgleichungen der Flugzeugbewegung hinzuzufügen, so daß sich der Zustandsvektor um die Größen

$$\eta, f \text{ und evtl. } \dot{f}$$

erweitert. Die Größen δ_F und δ_F bilden jetzt die Stelleingänge zur Regelstrecke. Die Zustandsgrößen von Stellsystem und Triebwerk sind, so weit möglich, in die Zustandsrückführung einzubeziehen, das erhöht die Zahl der zu optimierenden Reglerparameter um weitere vier bis sechs.

Ersatz-Meßgrößen

Die Zustandsgrößen des Triebwerks (bezogener Schub f) und des Windes (u_{Wk} und α_W) sind nicht direkt meßbar, sondern müssen beobachtet werden. Will man, um den Aufwand in Grenzen zu halten, auf einen modellgestützten Beobachter verzichten, so ist stattdessen nach Ersatzgrößen für f , u_{Wk} und α_W zu suchen, deren Rückführung das Regelverhalten in ausreichendem Maße verbessert. Nach Bild 17.3 sind die Signale f und u_{Wk} wenigstens als Anfangsreaktion in der Längsbeschleunigung enthalten, b_x kann also als Ersatzgröße für f und u_{Wk} zurückgeführt werden.

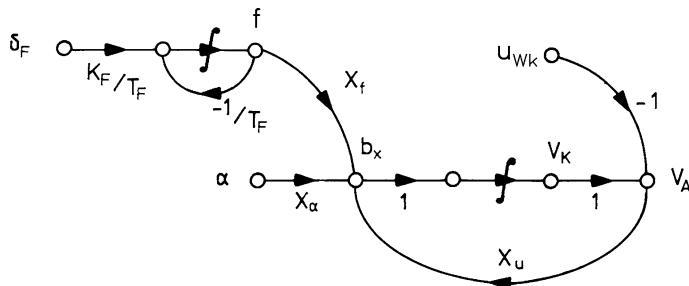


Bild 17.3 x -Beschleunigung als Ersatzgröße für f und u_{Wk}

Aus Bild 17.4 geht hervor, daß sich auch b_z als Ersatzgröße für α_W heranziehen läßt. Ebenso wirken η und w_{Wx} direkt auf die Nickbeschleunigung \dot{q}_K . Die Ableitung der Nickgeschwindigkeit kann also den nicht meßbaren Windgradienten w_{Wx} und eine Messung des Höhenruderausschlags η näherungsweise ersetzen.

Das umfangreiche Regelungssystem nach Gl.17.1.5 enthält trotz aller Vereinfachungen und ohne, daß zusätzliche Filterkonstanten ergänzt sind, etwa zwanzig Reglerkoeffizienten. Ein Entwurf im Probierverfahren kommt nicht mehr in Frage. Da sich die Vielzahl der Forderungen nicht durch Pole und Nullstellen ausdrücken läßt, sind Verfahren der Polvorgabe oder der Eigenstrukturvorgabe nicht geeignet. Auch Verfahren der robusten Regelung nach Kap.12.3.6 müssen erst auf dieses komplexe Problem erweitert werden. Die Forderungen an Bahnführungsgenauigkeit, an die Optimierung des aerodynamischen Zustandes, an Passagierkomfort und

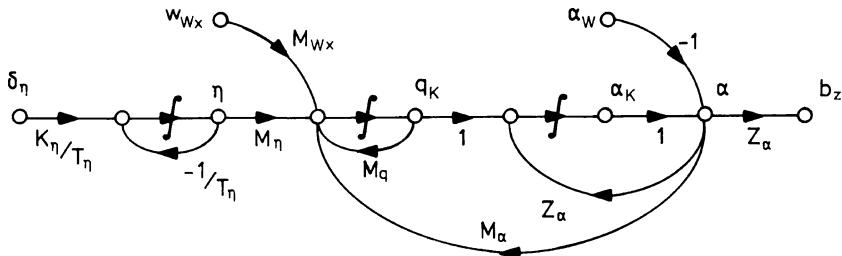


Bild 17.4 Nickbeschleunigung als Ersatzgröße für η und w_{Wx}

an die Begrenzung der Stellaktivität lassen sich mit Hilfe verallgemeinerter quadratischer Gütekriterien gegeneinander wichtigen, vgl. [Kap.11.4.3](#). Für die Auslegung nach solchen Kriterien muß man auf numerische Optimierung zurückgreifen, vgl. [Kap.13.2.3](#). Die Verfahren der Parameteroptimierung kommen als einzige in Frage, wenn das Regelungssystem nichtlineare Elemente enthält.

17.1.2 Schubvorsteuerung

Bei starker Bahnänderung und in Windscherung werden vom Flugzeug große Energieänderungen verlangt [/Alles Kö 82/](#). Dazu sind große stationäre Stellausschläge nötig. Die stets langsame Energieänderung ist mit Hilfe der ebenfalls nur langsam wachsenden Regelabweichungen in Höhe und Fahrt nur schlecht zu kontrollieren. Eine reine Regelung erfordert in dieser Situation integrierende Rückführungen, was zu trägem Verhalten oder bei höherer Verstärkung zu Stabilitätsproblemen führt. Eine Steuerung läßt sich demgegenüber so interpretieren, daß das Steuer- und Regelungssystem unmittelbar über eine notwendig werdende (und vorhersehbare) Änderung informiert wird und es nicht erst sozusagen „blind“ auf die Regelabweichung warten muß.

Drei Beispiele für eine notwendige Energieänderung mögen die Sachlage erläutern. Die Gesamtenergie eines Flugzeugs setzt sich aus seiner potentiellen und seiner kinetischen Energie zusammen, vgl. [Kap.6.2](#). Wird letztere auf das umgebende Luftfeld bezogen, so gilt

$$E_a = E_{akin} + E_{pot} = \frac{m}{2} V_A^2 + mgH . \quad (6.2.1a)$$

Diese Summe bleibt konstant, solange das Flugzeug in gleicher Höhe H bei gleichbleibender Fluggeschwindigkeit V_A fliegt und der durch seinen Widerstand verursachte Energieverlust genau durch den Schub ausgeglichen wird. Der Energiehaushalt wird in folgenden drei Fällen gestört:

1. Wird dem Flugzeug eine neue Sollhöhe vorgegeben, so wird eine Änderung der potentiellen Energie verlangt, die das Flugzeug ohne zusätzliche

- Energiezufuhr (bzw. -abfuhr) nur seiner kinetischen Energie entnehmen (zuführen) kann. Hierdurch ändert sich die Fluggeschwindigkeit.
2. Beim Flug in einer positiven Windscherung (steigender Rückenwind) hält das Flugzeug, bedingt durch seine Eigenstabilität, seine Fluggeschwindigkeit und beschleunigt auf eine neue Bahngeschwindigkeit. Die dazu erforderliche Energiezufuhr wird der potentiellen Energie entnommen, das Flugzeug kann die Fahrt also nur unter Höhenverlust halten.
 3. Soll das Flugzeug aus einer steilen Anflugbahn in den flacheren Endanflug übergehen, so muß die während des Sinkfluges vorhandene hohe Energieänderungsgeschwindigkeit in kurzer Zeit bis auf einen kleinen Rest abgebaut werden. Mit dem Höhenruder allein ist das nur möglich unter hohem Geschwindigkeitsverlust mit der Gefahr, die Mindestfahrt zu unterschreiten.

Die Energiezufuhr kann nur über eine Erhöhung des Triebwerksschubes erfolgen. Alle anderen Stellgrößen dienen nur dazu, Energie abzuführen (z. B. Widerstands erhöhung durch Spoilerausschlag) oder auszutauschen. Ein Höhenruder- oder Klap penausschlag verursacht z. B. durch eine Auftriebserhöhung eine Bahnänderung und damit eine Umwandlung von kinetischer in potentielle Energie.

Aus diesen Überlegungen folgt, daß eine Schubvorsteuerung auf der Grundlage des vorhersagbaren Energiebedarfs das Regelungsverhalten entscheidend verbessern kann. Diese ist dann einzusetzen, wenn trotz großer Energieänderung hohe Führungsgenauigkeit gefordert wird. Dabei sollte der Schub nach den bisherigen Überlegungen als Funktion der kommandierten Höhenänderung und der herrschenden Windverhältnisse gesteuert werden. Das im folgenden hergeleitete Steuergesetz bestätigt diese Überlegung.

Schub-Steuergesetz

In [Kapitel 6](#) wurde an Hand nichtlinearer Gleichungen für den x - und den z -Freiheitsgrad der Energiehaushalt des Flugzeugs im variablen Windfeld betrachtet. Daraus wurde der Schubbedarf bei konstant gehaltener Fahrt hergeleitet zu

$$\left. \frac{F}{G} \right|_c = -\gamma_{GI} + \gamma + \frac{w_W}{V_A} + \frac{\dot{u}_W}{g}. \quad (6.3.10)$$

Das geforderte Verhältnis von Schub zu Gewicht ist demnach gleich der Summe aus (vgl. [/Brockhaus Wü 78/](#))

- dem Verhältnis von Widerstand zu Auftrieb bzw. dem Gleitwinkel am Arbeitspunkt $-\gamma_{GI} = \arctan C_W / C_A$,
- dem Flugwindneigungswinkel $\gamma_A = \gamma + \frac{w_W}{V_A}$, d. h. dem Winkel zwischen der Anströmrichtung und der Erdhorizontalen,
- dem Verhältnis von Windbeschleunigung \dot{u}_W zur Erdbeschleunigung.

Der erste Term, γ_{GI} , fordert eine Schubanpassung bei Veränderung des aerodynamischen Arbeitspunktes, z. B. beim Ausfahren von Landeklappen. Der zweite Term

$$\left. \frac{\Delta F_2}{G} \right|_{\text{c}} = \gamma_{\text{c}} \quad (17.1.7)$$

entspricht einer Führungsgrößenaufschaltung proportional dem geforderten Bahnwinkel, die vor allem bei räumlich gekrümmten Bahnprofilen notwendig ist. Der dritte und vierte Term entspricht einer Störgrößenaufschaltung

$$\left. \frac{\Delta F_3}{G} \right|_{\text{c}} = \frac{w_w}{V_A} + \frac{\dot{u}_w}{g} \quad (17.1.8)$$

und besagt, daß der Schub zu erhöhen ist

- bei positivem w_w , d. h. bei Abwind (um die Bahn zu halten muß das Flugzeug relativ zur umgebenden Luft steigen),
- bei positiver horizontaler Windscherung \dot{u}_w (steigender Rückenwind), um zur Einhaltung der Fahrt das Flugzeug – ohne Höhenverlust – zu beschleunigen.

17.1.3 Steillanderegler

Ein auf der Grundlage der vorhergehenden Abschnitte entwickeltes Rückführgesetz wurde in dem für Steilanflugverfahren ausgelegten Regler FRG 70 des Bodenseewerks realisiert ([Schänzer Bö 74](#) / vgl. Kap.11.3.5). Dieses war der erste Flugregler, in dem das Prinzip des verkoppelten („integrierten“) Bahnreglers auf der Basis der Zustandsrückführung konsequent verwirklicht und erprobt worden ist. Er wurde zur Grundlage für die Entwicklung moderner Flugregelungssysteme und soll daher als Beispiel in seinem Aufbau skizziert werden.

Dieser Regler wurde dazu ausgelegt, um mit dem STOL-Flugzeug Dornier Do 28 SkyServant die Durchführbarkeit steiler und gekrümmter Anflugbahnen (mit bis zu $7,5^\circ$ Bahnneigung) bei extrem niedriger Fluggeschwindigkeit nachzuweisen. Um solche Bahnen mit der erforderlichen Sicherheit fliegen zu können, muß der Regler in der Lage sein, sowohl die Flugbahn, als auch den aerodynamischen Strömungszustand mit hoher Genauigkeit einzuhalten, und zwar auch in Anwesenheit von Böen und Windscherung. Den Aufbau des Regelungssystems zeigt Bild 17.5.

In der Längsbewegung wurden die Höhe und der Anstellwinkel als Regelgrößen gewählt. Neben hoher Bahnführungsgenauigkeit wurde zusätzlich gefordert, daß der Schub nur im niederfrequenten Bereich eingesetzt wird (Schubruhe) und daß schnelle Längsneigungsänderungen unterdrückt werden (Passagierkomfort). Im oberen Frequenzbereich ist also nur das Höhenruder einzusetzen und die Amplituden von q_K sowie f sind klein zu halten auf Kosten von Abweichungen in α und H . Im unteren Frequenzbereich sollen dagegen in erster Linie die Regeldifferenzen α_d und H_d reduziert werden.

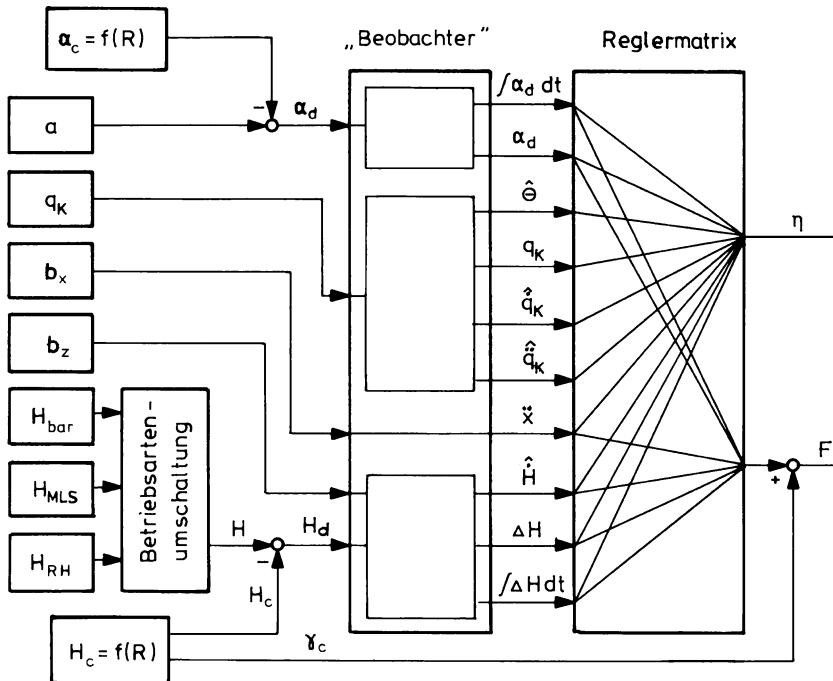


Bild 17.5 Steillanderegler FRG 70 (Prinzipschaltbild nach /Schänzer Bö 74/)

Es werden nur die Größen H , α , q_K , b_x und b_z direkt gemessen. Auf eine Fahrtmessung wird verzichtet, ebenso auf eine Lagemessung, um den teuren und störanfälligen Lagekreisel einzusparen. Eine Kurzzeitschätzung für Θ wird näherungsweise aus einer Pseudointegration von q_K gewonnen. Aus H und b_z wird durch komplementäre Filterung die Größe \dot{H} gebildet (vgl. Kap.9.7.2).

Das Höhenruderstellsystem kann mit seinen Zustandsgrößen hier nicht vernachlässigt werden. Pendelruder und Höhenruderstellmotor des Versuchsfugzeugs haben jeweils ein Übertragungsverhalten zweiter Ordnung. Um diese Zustände näherungsweise zu erfassen, werden die Größen \dot{q}_K und \ddot{q}_K durch angenäherte Differentiation aus q_K gewonnen. Außerdem wird der elektrische Stellmotor direkt durch eine Stellungsrückführung gegengekoppelt. Der Zustand des Propeller-Triebwerks, das als Verzögerung erster Ordnung angenommen wird, und der Zustand der Störung u_{wK} werden näherungsweise durch Messung von b_x erfaßt.

Es wird zunächst eine Rückführung der Größen

$$\alpha_d, \int \alpha_d dt, H_d, \int H_d dt, \hat{\Theta}, q_K, \hat{q}_K, \ddot{q}_K, \hat{H}, b_x \text{ und } b_z$$

auf beide Stellgrößen vorgesehen. Aus der Optimierung ergibt sich aber, daß es genügt, die Größen Θ , \dot{q}_K und \ddot{q}_K allein auf das Höhenruder zurückzuführen. Als

Gütekriterium dient das folgende verallgemeinerte quadratische Integralkriterium, vgl. Kap.13.2.3

$$J = \int_0^{\infty} \left[q_1 \alpha_d^2 + q_2 (H_d^2 + \lambda_1 \dot{H}^2) + q_3 \dot{F}^2 + q_4 (q_K^2 + \lambda_2 \dot{q}_K^2) \right] dt . \quad (17.1.9)$$

Die Einzelerme geben die wichtigsten, aus der Aufgabenstellung abgeleiteten Forderungen wieder, ohne daß alle Zustands- und Stellgrößen explizit bewertet werden. Die beiden ersten Glieder bestimmen die Bahnführungsgenauigkeit bezüglich der Regelgrößen α und H , wobei der \dot{H} -Term für weiche Übergänge bei Sollwertänderungen sorgt. Das dritte Glied reduziert die auftretenden Drossel-Stellgeschwindigkeiten und gibt damit die Forderung nach Schubruhe wieder. Das vierte Glied repräsentiert die Forderung nach „Passagierkomfort“, d. h. nach Reduktion von Drehgeschwindigkeiten und -beschleunigungen, wobei durch den \dot{q}_K -Term implizit auch Höhenruderausschläge mitbewertet werden. Durch die Wahl der Wichtungsfaktoren q_1 bis q_4 wird der Kompromiß zwischen Forderungen nach Führungsgenauigkeit, Stellaktivität und Passagierkomfort festgelegt.

Bild 17.6 zeigt einen in der Simulation realisierten Vergleich eines Steilanfluges mit konventionellem Regelungssystem und mit dem nach obigem Kriterium optimierten, verkoppelten Regelungssystem von Bild 17.5. In beiden Fällen wurden gleiche Böenstörungen in V_W und α_W vorgegeben sowie zwischen 3 und

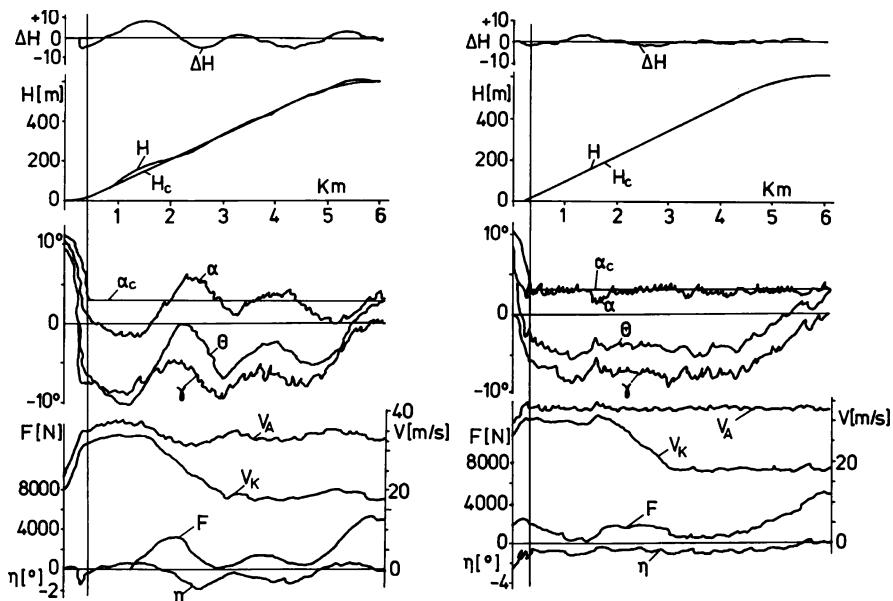


Bild 17.6 Vergleich eines simulierten Steilanflugs mit konventionellem (*links*) und verkoppeltem Regler (*rechts*)

2 km Entfernung vom Aufsetzpunkt eine lineare Windscherung von 10 m/s pro km ($u_{Wx} = 0,01 \text{ s}^{-1}$).

Es fällt auf, daß der konventionelle Regler längere Zeit braucht, um das Flugzeug vom Horizontalflug auf den Sinkflug mit -7° Bahnwinkel zu stabilisieren. Der Übergang in den Steilanflug regt die schwach gedämpfte Phygoide an, was in allen Bewegungsgrößen große Abweichungen erzeugt. Die einsetzende Windscherung bedeutet eine weitere starke Anregung, die der Regler nicht mehr ausgleichen kann, da die notwendige Schuberhöhung zu spät einsetzt und stark überschwingt. Dagegen ist der verkoppelte Regler in der Lage, sowohl beim Übergang in den Sinkflug als auch während der kräftigen Windscherung die Fehler in H , α und V_A sehr klein zu halten. Der enge Zusammenhang zwischen dem Schubverlauf einerseits und Bahnänderung und Scherwind andererseits ist deutlich zu erkennen.

Diese Verbesserung des Führungsverhaltens konnte außer durch die Kopplungen im Regler zusätzlich durch Schubvorsteuerung erreicht werden. Um eine gute Bahnführung für gekrümmte Anflugprofile allein durch Regelung zu erreichen, müßte die Verstärkung der H - und \dot{H} -Rückführung verhältnismäßig hoch gewählt werden, was zu unerwünschter Unruhe im Schub führen würde. Durch die Vorsteuerung wird der Regelkreis wirksam entlastet. Eine weitere Verbesserung vor allem bezüglich des notwendigen Kompromisses zwischen der Führungsgenauigkeit im Anstellwinkel und den Störeinflüssen auf die Längsneigung, wäre nur erreichbar durch Einsatz von direkter Auftriebssteuerung als zusätzliche Stellgröße.

17.1.4 Regelung des Energiezustandes

Ein weiterer Ansatz, die beschriebenen Nachteile der entkoppelten Regelung (vgl. Kap.17.1 und Bild 17.1) zu vermeiden, basiert auf dem Energieprinzip und führt ebenfalls auf ein Mehrgrößensystem zur Bahn- und Fahrtregelung. Ein Konzept dazu wurde von Lambregts bei der Firma Boeing entwickelt. Es wird als *Total Energy Control System* (TECS) bezeichnet. Boeing erprobte es zwischen 1979 und 1982 im Auftrag der NASA auf dem Versuchsträger Boeing 737-TCV, vgl. [/Lambregts Aug 83/](#), [/Lambregts Oct 83/](#), [/Lambregts 85/](#), [/Bruce 87/](#). Das TECS-Prinzip wurde auch beim automatischen Flugsteuerungssystem des unbemannten Boeing Experimentalflugzeugs CONDOR angewendet. Die Grundidee, die im Kern des Regelsystems (TECS *core*) steckt, wird im folgenden erläutert.

Regelung des Energiewinkels γ_E mit dem Schub

Zur Regelung wird die Änderung der Gesamtenergie verwendet, die in Kap.6.2 durch den Energiewinkel γ_E beschrieben worden ist, vgl. Gl.6.2.5. Dieser entspricht nach Gl.6.2.4 der auf die Bahngeschwindigkeit bezogenen Änderung der spezifischen Überschußleistung \dot{H}_E/V_K

$$\sin \gamma_E = \frac{\dot{H}_E}{V_K} = \frac{\dot{V}_K}{g} + \sin \gamma . \quad (6.2.5)$$

Für kleine Bahnneigungswinkel γ und geringe Beschleunigungen \dot{V}_K gilt näherungsweise

$$\gamma_E \approx \frac{\dot{V}_K}{g} + \gamma . \quad (17.1.10)$$

Die Widerstandsgleichung nach Gl.6.1.17 liefert den Zusammenhang zwischen γ_E und dem Schub

$$\gamma_E = \frac{\dot{V}_K}{g} + \gamma = \frac{F}{G} - \left[\frac{C_W}{C_A} + \alpha_W \right] (-n_{tz}) , \quad (17.1.11)$$

wobei das vertikale Gesamtlastvielfache n_{tz} definitionsgemäß im stationären Horizontalflug negativ ist und vereinfachend angenommen wurde, daß γ klein ist. Daraus folgt das Steuergesetz für den zu kommandierenden Schub F_c

$$\frac{F_c}{G} = \underbrace{\frac{\dot{V}_K}{g} + \gamma}_{\gamma_E} + \left[\frac{C_W}{C_A} + \alpha_W \right] (-n_{tz}) , \quad (17.1.12)$$

bzw. mit $\dot{V}_K = \dot{V}_A + \dot{u}_W$

$$\frac{F_c}{G} = \underbrace{\frac{\dot{V}_A}{g} + \frac{\dot{u}_W}{g} + \gamma}_{\gamma_E} + \left[\frac{C_W}{C_A} + \alpha_W \right] (-n_{tz}) , \quad (17.1.13)$$

das bereits in Kap.6.1 hergeleitet und in Kap.6.3.2 sowie in Kap.17.1.2 diskutiert worden ist. Wenn eine Änderung der spezifischen Überschüsseistung, ausgedrückt durch γ_{Ec} gewünscht ist, dann ist eine Änderung des Schubes notwendig. Wenn die Störungen durch den Wind (\dot{u}_W und Windanstellwinkel α_W) gemessen werden können, ist es möglich sie durch Schubvorsteuerung zu kompensieren, wobei das in Kap.16.2.2 diskutierte Problem der Schubruhe zu beachten ist.

Im TECS werden der Energiewinkel γ_{Ec} , Änderungen von $C_W/C_A(-n_{tz})$ und die Störgrößen nicht durch Vorsteuerung sondern durch Rückführungen kompensiert, d. h. der Schubanteil, der γ_{Ec} , C_W/C_A , \dot{u}_W und α_W ausgleichen muß, wird bei der Berechnung von F_c nicht direkt berücksichtigt, so daß infolgedessen ein Fehler e_{γ_E} entsteht

$$e_{\gamma_E} = \gamma_{Ec} - \gamma_E . \quad (17.1.14)$$

Dieser Fehler wird durch eine proportionale und eine integrierende Rückführung von e_{γ_E} auf den Schub kompensiert

$$\frac{F_c}{G} = K_{FP} e_{\gamma_E} + \frac{K_{FI}}{s} e_{\gamma_E} = \frac{K_{FPS} + K_{FI}}{s} (\gamma_{Ec} - \gamma_E) . \quad (17.1.15)$$

Die Nullstelle der Reglerübertragungsfunktion bewirkt eine Tendenz zum „Überschießen“ des Schubkommandos. Deshalb wird im TECS statt e_{γ_E} nur der Energiewinkel γ_E im proportionalen Zweig zurückgeführt

$$\frac{F_c}{G} = -K_{FP} \gamma_E + \frac{K_{FI}}{s} (\gamma_{Ec} - \gamma_E) , \quad (17.1.16)$$

wobei der integrierende Bestandteil des Regelgesetzes die stationären Anteile des Schubkommandos erzeugt, während der proportionale Bestandteil dämpfend wirkt. Um das Regelgesetz als Blockschaltbild zeichnen zu können, sind noch einige Umformungen notwendig

$$\begin{aligned} \frac{F_c}{G} &= -K_{FP} \left[\underbrace{\frac{\dot{V}_K}{g} + \gamma}_{\gamma_E} \right] + \frac{K_{FI}}{s} \left[\left(\frac{\dot{V}_{Kc}}{g} + \gamma_c \right) - \left(\frac{\dot{V}_K}{g} + \gamma \right) \right] \\ &= -K_{FP} \underbrace{\left[\frac{\dot{V}_K}{g} + \gamma \right]}_{\gamma_E} + \frac{K_{FI}}{s} \left[\left(\frac{\dot{V}_{Kc}}{g} - \frac{\dot{V}_K}{g} \right) + (\gamma_c - \gamma) \right]. \end{aligned} \quad (17.1.17)$$

$$\gamma_E = (\dot{e}_{\dot{V}_K} / g) + e_\gamma$$

Damit erhält man das Blockschaltbild nach Bild 17.7.

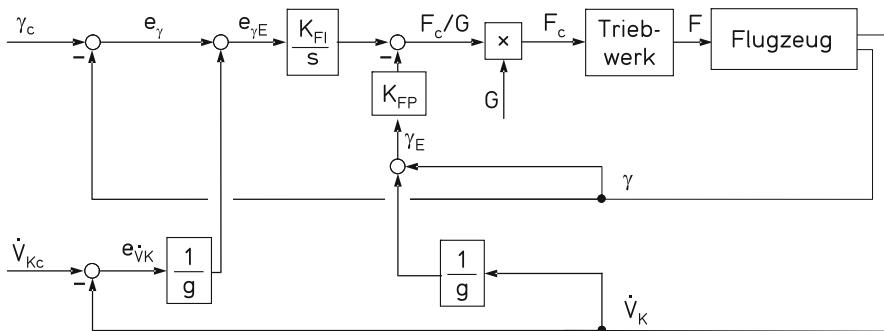


Bild 17.7 Regelung des Energiewinkel γ_E mit dem Schub

Total Energy Control System

Zur Regelung der Flugbahn reicht es nicht aus, lediglich den Energiewinkel γ_E zu kommandieren, sondern es muß auch definiert werden, wie die zu- oder abgeföhrte Leistung auf potentielle und kinetische Energie und damit auf den Bahnwinkel γ und die Bahnbeschleunigung \dot{V}_K aufgeteilt werden soll. Dafür wird die Energieverteilungsrate (*energy distribution rate*) \dot{L} eingeführt¹

¹ \dot{L} ist die zeitliche Ableitung der Lagrange-Funktion (Differenz aus kinetischer und potentieller Energie) bezogen auf Gewicht und Fluggeschwindigkeit.

$$\dot{L} = \frac{\dot{V}_K}{g} - \gamma . \quad (17.1.18)$$

Zur Änderung der Energieverteilungsrate ist das Höhenruder die geeignete Stellgröße. Mit Höhenruderausschlägen lassen sich sowohl der Bahnwinkel als auch die Bahngeschwindigkeit sehr gut beeinflussen, die Gesamtenergie eines Flugzeugs ändert sich dabei kaum, vgl. Kap.8.5.1. Es bietet sich also an, die Aufgaben der Stellgrößen wie folgt zu verteilen:

- der Triebwerksschub verändert die Gesamtenergie,
- das Höhenruder verteilt kinetische und potentielle Energieanteile um.

Dieses Prinzip soll im Regler umgesetzt werden. Deshalb werden aus den beiden Bahngrößen \dot{V}_K und γ die Energiegrößen γ_E und \dot{L} berechnet. Diese können den Stellgrößen Schub und Höhenruder direkt zugeordnet werden.

Die kinetische Energie hängt von der Bahngeschwindigkeit ab. Doch bereits in Kap.6.2 wurde diskutiert, daß es beim Flug in Windfeldern zweckmäßig sein kann, die sogenannte aero-kinetische Energie E_A zu benutzen, da die aerodynamischen Kräfte und Momente von der Relativgeschwindigkeit zur Luftmasse abhängen vgl. Gln.17.1.12 und 17.1.13. Auch im TECS werden nicht \dot{V}_K und γ verwendet sondern aus inertialen und barometrischen Sensorwerten komplementär gefilterte Signale für Bahnwinkel und Beschleunigung. In Anlehnung an die TECS-Beschreibung in [/Lambregts Aug 83/](#) soll deshalb für γ_E und \dot{L} die von Gln.17.1.10 und 17.1.18 abweichende Definition²

$$\gamma_E = \frac{\dot{V}_A}{g} + \gamma \quad \text{und} \quad \dot{L} = \frac{\dot{V}_A}{g} - \gamma \quad (17.1.19)$$

im Folgenden verwendet werden. Es sei angemerkt, daß es korrekter wäre, für die aus \dot{V}_A und \dot{V}_K (bzw. γ_A und γ) gefilterten Größen neue Bezeichnungen einzuführen, anstatt \dot{V}_A (bzw. γ) zu verwenden. Ob der Bahnwinkel und die Beschleunigung eher inertial oder eher Luftmassen referenziert sind, hängt von der vorgesetzten Signalbehandlung ab. Wie aus inertialen und barometrischen Größen komplementär gefilterte Signale berechnet werden, wird in [/Lambregts Aug 83/](#) beschrieben. Die gefilterten \dot{V}_A - und γ -Signale basieren bei höheren Frequenzen mehr auf inertialen und bei niedrigen Frequenzen mehr auf barometrischen Sensorwerten. Bei der Auslegung der komplementären Filter ist die Signalqualität (Rauschen, Driften, Nullpunktsablagen) zu beachten und insbesondere wie sich diese über die Rückführungen des Reglers auf den Schub auswirken. Die Kriterien zur Filterauslegung sind einerseits die Forderung nach Schubruhe in Turbulenz und andererseits die Forderung nach schneller Schubreaktion im Scherwindfall. Das Regelgesetz für den Schub entspricht Gl.17.1.17

² Man beachte: in vielen TECS-Beschreibungen wird abweichend die Änderung der Energieverteilungsrate mit umgekehrtem Vorzeichen definiert, also $\dot{D} = \gamma - \frac{\dot{V}_A}{g}$. Statt der Bezeichnung \dot{D} wird auch \dot{F} oder sogar \dot{L} (d. h. mit entgegengesetzter Vorzeichenkonvention) verwendet, vgl. [/Lambregts Aug 83/](#). Die Vorzeichen in den Regelgesetzen ändern sich dann entsprechend.

$$\frac{F_c}{G} = -K_{FP} \underbrace{\left[\frac{\dot{V}_A}{g} + \gamma \right]}_{\gamma_E} + \frac{K_{FI}}{s} \underbrace{\left[\frac{\dot{V}_{Ac} - \dot{V}_A}{g} + (\gamma_c - \gamma) \right]}_{e_{\gamma_E}}. \quad (17.1.20)$$

$$e_{\gamma_E} = (e_{\dot{V}_A}/g) + e_\gamma$$

Bei einem positiven Bahnwinkelkommando γ_c oder einem positiven Beschleunigungskommando \dot{V}_{Ac} erzeugt das Regelgesetz über den Integrator ein positives Schubkommando, d. h. mit der Schubregelung können die Anforderungen an den Energiewinkel erfüllt werden.

Die Energieänderung kann zwar in Summe stimmen, aber nicht wie erwünscht auf den Bahnwinkel und die Beschleunigung aufgeteilt sein: z. B. γ ist zu groß und \dot{V}_A ist zu niedrig. Dieser Fehler in der Energieverteilung lässt sich in idealer Weise mit dem Höhenruder korrigieren. Es wird aber nicht der Höhenruderausschlag direkt kommandiert, sondern stattdessen die Führunggröße des Bahnreglers, beispielsweise das Längslagekommando Θ_c . Das Regelgesetz lautet:

$$\Theta_c = K_{EP} \underbrace{\left[\frac{\dot{V}_A}{g} - \gamma \right]}_L + \frac{K_{EI}}{s} \underbrace{\left[-\frac{\dot{V}_{Ac} - \dot{V}_A}{g} + (\gamma_c - \gamma) \right]}_{-e_L} = -(e_{\dot{V}_A}/g) + e_\gamma. \quad (17.1.21)$$

Ein positives Bahnwinkelkommando γ_c (bzw. e_γ positiv) erzeugt über den Integrator ein positives Längslagekommando Θ_c („Nase hoch“), ein positives Beschleunigungskommando \dot{V}_{Ac} (bzw. $e_{\dot{V}_A}$) hat ein negatives Längslagekommando zur Folge. Dabei reicht es, entweder den Bahnwinkelfehler oder den Beschleunigungsfehler auszuregeln. Die jeweils andere Größe geht (wegen der Energieerhaltung) automatisch auf Null zurück. Wenn aber nur eine Größe geregelt wird, wird diese bei externen Störungen (Windscherungen, Turbulenz) bevorzugt behandelt. Das führt dazu, daß z. B. ein Bahnwinkelfehler sofort ausgeregelt wird, auch auf Kosten eines, wenn auch nur kurzzeitigen, Beschleunigungsfehlers oder umgekehrt. Im Blockschaltbild 17.8 ist die Rückführung beider Fehlersignale gleich gewichtet dargestellt. Dadurch werden Fehler in der Energieverteilung auf γ und \dot{V}_A gleich aufgeteilt und mit der Zeitkonstante $T = K_{EP}/K_{EI}$ abgebaut. Es sind aber auch andere Aufteilungen denkbar und in bestimmten Flugphasen oder Flugzuständen auch sinnvoll, z. B. beim Flug an der unteren oder oberen Geschwindigkeitsgrenze sollte die Fahrthaltung priorisiert werden. Näheres dazu steht in [/Lambregts Aug 83/](#) und [/Lambregts Oct 83/](#).

Bild 17.8 zeigt die Struktur dieser Energie-/Leistungsregelung. Die Fehler e_{γ_E} und e_L werden über jeweils einen Integrator zurückgeführt. Wie bereits gesagt, proportionale Rückführungen dieser Fehler hätten eine unerwünschte Nullstelle in den Übertragungsfunktionen γ/γ_c und \dot{V}_A/\dot{V}_{Ac} zur Folge (Überschießen). Deshalb werden nur der Energiewinkel γ_E und die Energieverteilungsrate L proportional zurückgeführt. Diese Rückführungen wirken dämpfend. Da die Kommandowerte nicht im proportionalen Signal enthalten sind, wird auch verhindert, daß sprungförmige Eingangssignale \dot{V}_{Ac}/g oder γ_c zu sprungförmigen Stellkommandos führen.

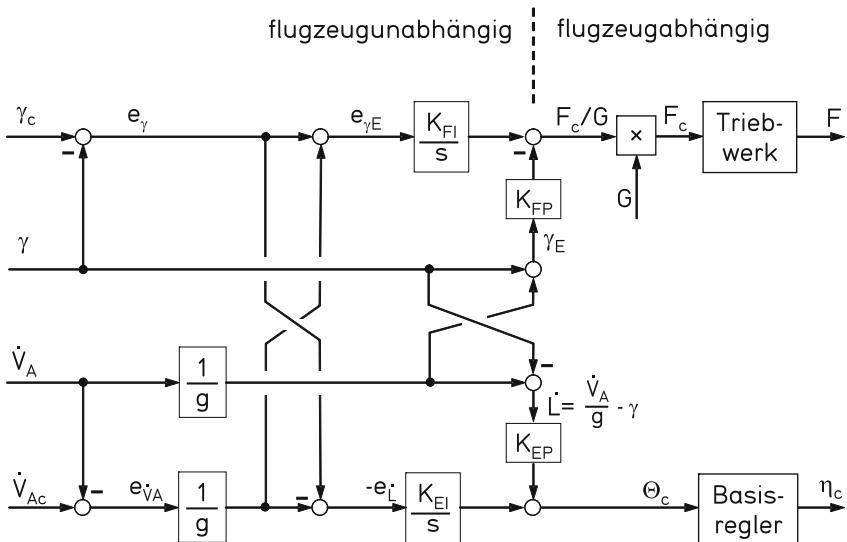


Bild 17.8 Kern-Regelkreis des Total Energy Control Systems

Die Kommandowerte (als Anteil des Regelfehlers) gehen über den jeweiligen Integrator und bewirken so lediglich rampenförmige Stellkommandos. Sowohl das Stellkommando als auch die Flugzeugantwort werden dadurch geglättet.

Im Laufe der TECS-Entwicklung hat sich die Vorgehensweise zur Auslegung der Reglerkoeffizienten K_{FP} , K_{FI} , K_{EP} und K_{EI} gegenüber dem in [/Lambregts Aug 83/](#) beschriebenen Vorgehen weiterentwickelt. Die Reglerverstärkungen der proportionalen und integralen Signalpfade sollten so gewählt werden, daß ein Fehler im Energiewinkel mit gleicher Dynamik wie ein Fehler in der Energieverteilung abgebaut wird, damit kein unerwünschter Transfer zwischen potentieller und kinetischer Energie geschieht. D. h. die Übertragungsfunktion $\hat{g}_{F_c} \gamma_c$ muß die gleiche Dynamik haben wie $\hat{g}_\gamma \gamma_c$ und gleiches gilt für $\hat{g}_{F_c} \dot{V}_{Ac}$ sowie $\hat{g}_{\dot{V}_A} \dot{V}_{Ac}$. Dadurch werden die Übertragungsfunktionen $\hat{g}_\gamma \gamma_c$ und $\hat{g}_{\dot{V}_A} \dot{V}_{Ac}$ voneinander entkoppelt, d. h. bei einem Kommando γ_c ändert sich \dot{V}_A nicht. Beim Reglerentwurf kann wie folgt vorgegangen werden. Zuerst wird die Regelung des Bahnwinkels mit dem Schub (K_{FP} , K_{FI}) und mit dem Höhenruder (K_{EP} , K_{EI}) ausgelegt unter der Annahme, daß die Geschwindigkeit konstant bleibt, wobei die Dynamik der Übertragungsfunktion $\hat{g}_{F_c} \gamma_c$ so zu entwerfen ist, daß sie identisch zur Dynamik der Übertragungsfunktionen $\hat{g}_\gamma \gamma_c$ (mit dem Höhenruder) und $\hat{g}_{F_c} \dot{V}_{Ac}$ ist, vgl. [/Lambregts 05/](#). In gleicher Weise kann auch die Regelung der Beschleunigung unter der Annahme, daß der Bahnwinkel mit dem Höhenruder konstant gehalten wird, zur Auslegung benutzt werden. Eine perfekte Entkopplung bedeutet, daß der Schub auch nur dann geändert wird, wenn tatsächlich eine Energieänderung gewünscht ist aber nicht zum Ausregeln der Energieverteilungsrate. Sie bedeutet ebenso, daß ein Bahnwinkelkommando

ohne Änderungen in der Fluggeschwindigkeit und daß ein Beschleunigungskommando ohne Höhenänderungen ausgeführt wird. Das wird erreicht, wenn die mit dem Schub geregelte Übertragungsfunktion $\hat{g}_{\dot{V}_A} \dot{V}_{Ac}$ bei konstantem Bahnwinkel die gleiche Dynamik hat wie die mit dem Höhenruder geregelte Übertragungsfunktion $\hat{g}_{\gamma} \gamma_c$ bei konstanter Geschwindigkeit.

Mit der Verstärkung K_{EP} wird die gewünschte Bahnwinkelreaktion auf ein Bahnwinkelkommando γ_c eingestellt, z. B. indem durch $K_{EP} = T_\Theta$ die Dynamik der Bahnwinkelantwort ausgelöscht wird, s. dazu Gl. 11.2.8. Für die Verstärkung K_{EI} ist 0,5 1/s ein typischer Wert. Weitere Verbesserungen können erreicht werden, wenn die Verstärkungen des Basisreglers $K_{\eta\theta}$ und $K_{\eta q}$ mit in den Optimierungsprozeß einbezogen werden. Mit K_{FP} und K_{FI} kann die Beschleunigungsreaktion auf ein Beschleunigungskommando \dot{V}_{Ac}/g an die Dynamik der Bahnwinkelvorgabe angepaßt werden, wobei die Triebwerksdynamik zu beachten ist, z. B. als Übertragungsfunktion 2. Ordnung $1/[(s + 1)(0,25s + 1)]$.

Wichtig bei der Auslegung der Rückführverstärkungen ist aber nicht nur das Führungsverhalten sondern auch das Störverhalten. Für das Störverhalten ist ein Kompromiß zu finden zwischen Schubruhe beim Flug in Turbulenz und einer angemessenen Schubreaktion bei Scherwind. Einen insgesamt guten Kompromiß zu finden, ist sehr schwierig. Er kann erfordern, daß die wünschenswerte Entkopplung von Bahnwinkel- und Geschwindigkeitsregelung nur eingeschränkt realisiert wird. Es kann auch hilfreich sein, den Filterentwurf für die oben beschriebene komplementäre Signalfilterung mit in die Kompromißfindung einzubeziehen.

Die Flugeigenschaften lassen sich zusätzlich durch den unterlagerten Regelkreis (Basisregler für die Nickbewegung) verändern. Mehr dazu ist in /Lambregts Aug 83/ und /Lambregts Oct 83/ zu finden.

Der Kern-Regelkreis ist in seiner Struktur unabhängig von den Flugzeugeigenschaften und eignet sich als Basis für die Autopiloten-Betriebsarten der Längsbewegung (Bild 17.9). Aus einer Höhenabweichung ΔH wird über den Faktor K_H (Dimension 1/s) ein Kommando für die Höhenänderung bestimmt, was nach Division durch die Fluggeschwindigkeit und Begrenzen des Absolutwertes und der Rate ein Bahnwinkelkommando ergibt. In gleicher Weise wird eine Geschwindigkeitsabweichung ΔV_A in ein Beschleunigungskommando umgerechnet.

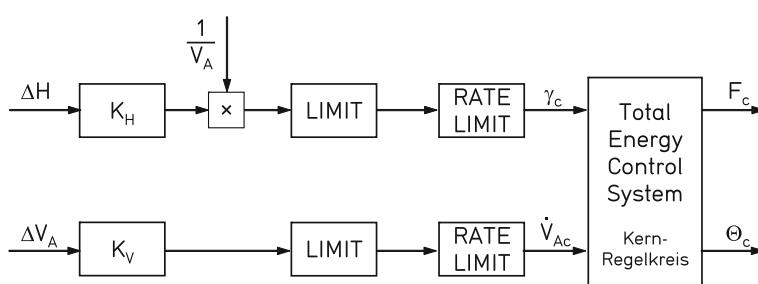


Bild 17.9 Höhen- und Fahrtregelung nach dem TECS-Konzept

Für die Betriebsart zum Einfliegen und Halten des ILS-Gleitpfades wird die Gleitpfadablage in eine Höhenablage gewandelt, aus der, wie im Fall der Höhenregelung, ein Bahnwinkelkommando berechnet wird.

Das TECS-Konzept ist auch zur reglerunterstützen, manuellen Flugsteuerung geeignet, wie in [/Lambregts 05/](#) und [/Niedermeier La 09/](#) beschrieben. Der Pilot kommandiert ein Lastvielfaches, das entspricht einem $\dot{\gamma}$ -Kommando (Regelgesetz: $\dot{\gamma}$ command / γ hold). Zusätzliche Informationen über den Energiehaushalt auf einem modifizierten *Primary Flight Display*, wie sie in [/Lambregts Ra 08/](#) beschrieben sind, könnten ihn dabei unterstützen.

17.1.5 Robuste Regelung für die automatische Landung

Im Projekt REAL³ (*Robust and Efficient Autopilot Control Laws Design*) wurde untersucht, wie der Autopiloten-Entwurfsprozeß mit Hilfe moderner Methoden zur Auslegung robuster Regelungssysteme verbessert werden kann ([/REAL 00/](#) und [/Rouwhorst Se 01/](#)). Als Entwurfsbeispiel wurden aus der Betriebsart „Automatische Landung“ (*autoland*) die Phasen ILS-Gleitpfad-Einhalten (*localiser track, glide slope track*) sowie Abfangen (*flare*) und Ausrichten (*align*) wegen ihrer hohen Anforderungen an die Systemrobustheit gewählt. Die Forderungen bestanden darin, daß Variationen von Fluggewicht und Schwerpunktlage, unterschiedliche Eigenschaften von Landesystem und Landebahn sowie Änderungen von Windrichtung und Windgeschwindigkeit die Genauigkeit der Landung nur wenig beeinflussen dürfen. In diesem Kapitel wird die Reglerstruktur vorgestellt, die beim DLR entworfen wurde und die detaillierter in [/Looye 08/](#) beschrieben ist. Ausführungen zum Entwurfsprozeß enthalten [/Joos Wi 00/](#) und [/Looye Jo 06/](#).

Das Regelungssystem hat die Aufgabe, das Flugzeug auf dem ILS-Leitstrahl zu halten und es bis zum Aufsetzen zu führen. Die Anforderungen an die Aufsetzgenauigkeit und die Robustheit gegenüber Störungen sind von den Zulassungsbehörden in [/JAR-AWO 96/](#) (heute [/CS-AWO 03/](#)) spezifiziert. Nachzuweisen war die Erfüllung der Anforderungen durch

- Regelungstechnische Analysen im Zeit- und Frequenzbereich,
- nichtlineare Landesimulationen,
- Monte-Carlo-Simulationen zur Untersuchung der Streuung des Aufsetzungspunkts, Sinkgeschwindigkeit, Längslage- und Hängewinkel beim Aufsetzen usw.,
- Simulatorversuche,
- Flugversuche.

³ Das Projekt wurde von der EU gefördert. Mitglieder des Konsortiums waren: DLR, EADS Airbus, NLR, ONERA und die TU Delft.

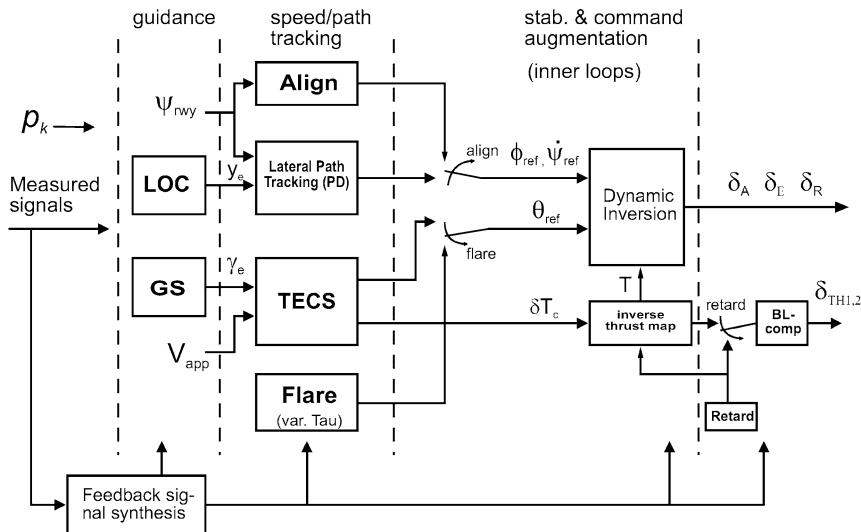


Bild 17.10 REAL – Reglerstruktur für die Automatische Landung ([/Looye 08/](#))

Die Struktur der aus diesen Arbeiten resultierenden REAL-Regelung für Anflug und Landung ist vereinfacht in Bild 17.10 dargestellt und wird nachfolgend, von den inneren zu den äußeren Regelkreisen gehend, beschrieben. Dabei werden auch die im Bild verwendeten Bezeichnungen erläutert.

Die Basisregelung (*stability and command augmentation*) verwendet eine nicht-lineare Dynamische Inversion, um die Stellsignale für Querruder δ_A , Höhenruder δ_E und Seitenruder δ_R zu berechnen (s. Kap.12.3.5). Mit der Dynamischen Inversion wird automatisch eine Anpassung an bekannte Parameteränderungen (wie Staudruck, Masse, Schwerpunktlage) erreicht. Auch die Anpassung des Basisreglers an einen anderen Flugzeugtyp ist mit dem Verfahren, wenn es einmal implementiert ist, leicht möglich. Vorgabegrößen sind der Hängewinkel ϕ_{ref} , der Längseigungswinkel θ_{ref} und die Azimutänderung $\dot{\psi}_{ref}$. Während des ILS-Anflugs wird zur lateralen Bahnführung ϕ_{ref} verwendet, die $\dot{\psi}_{ref}$ -Vorgabe ermöglicht eine davon unabhängige Ausrichtung des Flugzeugs auf die Landebahn (*decrab*), wenn kurz vor dem Aufsetzen in die Betriebsart *align* umgeschaltet wird. Über θ_{ref} wird die vertikale Bahn gesteuert und das Abfangmanöver (*flare*) durchgeführt. Die Längslage ist für den Piloten eine wichtige Größe zur Überwachung des Vorgangs. Das Signal für die Schubdrosseln $\delta_{TH1,2}$ der beiden Triebwerke wird durch eine Umrechnungstabelle (Kennlinienfeld) aus dem kommandierten Schub δ_{TC} bestimmt. Beim Unterschreiten einer vorgegebenen Höhe über Grund wird der Schub in Leelauf gestellt (*retard*). Der Block *BL-comp* (*backlash compensation*) ist notwendig, um die Hysterese im Triebwerks-Kommandopfad zu kompensieren.

In der Endphase der Landung wird das Flugzeug auf die Landebahn ausgerichtet (ψ_{runway}) und das Abfangen mit variabler Zeitkonstante T_A (*variable Tau*) durchgeführt (vgl. Kap.16.4.2). Während des gesamten Manövers können die inneren

Regelschleifen (Basisregler) in Struktur und Parametern unverändert bleiben. Es wird lediglich von der Betriebsart *localizer track* auf *align* bzw. von *glide slope track* auf *flare* umgeschaltet, wobei die Umschaltbedingungen aber nicht identisch sind.

Der Basisregelung übergeordnet ist der Flugbahn- und Geschwindigkeitsregelkreis (*speed/path tracking*). Aus der lateralen Bahnabweichung erzeugt der laterale Bahnregler (*lateral path tracking*), der eine PD-Struktur hat, koordinierte Kommandos für Φ_{ref} und $\dot{\Psi}_{\text{ref}}$. Die longitudinale Bahnführung basiert auf dem TECS-Prinzip (s. Kap. 17.1.4), das eine gute Koordination zwischen Flugbahn- und Geschwindigkeitsregelung sicherstellt. Alternativ kann diese Funktion auch durch konventionelle Autopiloten-Betriebsarten (s. Kap. 16) realisiert werden.

Im äußersten Regelkreis wird im Block LOC aus den Localizer-Signal die seitliche Ablage y_e berechnet und im Block GS aus dem Gleitpfadsignal der Bahnwinkelfehler γ_e . Außerdem werden die Landebahnrichtung Ψ_{runway} und die Anfluggeschwindigkeit V_{app} eingegeben. In etwas unüblicher Darstellung wird angedeutet, daß alle Regelkreise die erforderlichen Sensorsignale (*measured signals*) nach einer entsprechenden Aufbereitung erhalten (*feedback signal synthesis*), z. B. einfache oder komplementäre Filterung. Außerdem erhält der Regler konstante Parameter p_k wie z. B. Flugzeugmasse.

Nachdem die Reglerstruktur festgelegt worden war, erfolgte das Einstellen der Reglerparameter automatisiert mit dem Programmpaket MOPS (vgl. Kap. 13.2.). Dabei wurden zuerst die inneren Regelkreise, dann die Flugbahn- und Geschwindigkeitskreise, schließlich die äußeren Betriebsarten sequentiell optimiert. Interessant ist, daß die Überprüfung der Robustheitsanforderungen mittels Monte-Carlo-Simulation, deren Einhaltung gegenüber den Zulassungsbehörden nachzuweisen ist, bereits im Optimierungsprozeß in vereinfachter Form geschah. Die Vorgehensweise ist ausführlich in */Looye 08/* beschrieben.

Der gesamte Entwurfsprozeß wurde für den DLR-Versuchsträger ATTAS durchgeführt. Im Flugversuch wurden die Funktionsfähigkeit und die Erfüllung der Auslegungsanforderungen nachgewiesen (*/Bauschat Mö 01/*).

17.1.6 Energieregler in variablen Windfeldern

Konventionelle Autopiloten sind in Verbindung mit einem Vortriebsregler durchaus in der Lage, ein Flugzeug sicher durch eine Windscherung zu führen. Für eine Zulassung nach CAT II ist nachzuweisen, daß ein Abwind von $10 \text{ kn} \approx 5 \text{ ms}^{-1}$ und ein höhenabhängiger Horizontalwindgradient von $4 \text{ kn}/100 \text{ ft} = 0,07 \text{ s}^{-1}$ ausgegeregelt wird */FAA 70/*. Probleme entstehen hauptsächlich daraus, daß wegen nicht-optimaler Koordination von Autopilot und Vortriebsregler und wegen unzureichender Trennung von Windscherung und Turbulenz in den Meßsignalen eine zu hohe Stellaktivität insbesondere beim Triebwerksschub auftritt.

Das zweite Problem besteht in der Tatsache, daß Piloten durch ihre Anzeigen häufig unzureichend über eine Windscherung informiert werden. Sie können diese nicht rechtzeitig erkennen, interpretieren die daraus resultierende Regleraktivität

möglicherweise falsch und schalten den Regler ab. Die gefährlichsten Situationen sind gekennzeichnet durch gleichzeitiges Auftreten einer positiven Horizontalwindscherung (zunehmender Rückenwind oder abnehmender Gegenwind) mit starkem Abwind, wie es häufig in Gewitterfeldern vorkommt. Wie Gl.6.3.7 verdeutlicht, stellt diese Situation die höchsten Anforderungen an eine zügige Energiezufuhr durch Schuberhöhung. Der verfügbare Schub hätte bei den meisten Unfällen in Windscherung ausgereicht, um die Landung sicher zu beenden. Weder der Maximalschub noch die Triebwerksverzögerung stellen dabei begrenzende Parameter dar, vielmehr ist die Unfallursache meist ein verspätetes Kommando zur Schuberhöhung. Der in der Zwischenzeit entstandene Energiefehler ist dann nicht mehr auszugleichen. In *König 88* wird aus diesem Grunde vorgeschlagen, Energie- und Leistungsfehler gemeinsam als Regelgröße für den Vortriebsregler einzusetzen, und diese auch dem Piloten anzuzeigen, um ihm eine genaue Einschätzung der Situation zu ermöglichen. Im folgenden sollen diese Überlegungen in vereinfachter Weise nachvollzogen werden.

Abschätzung der Energiebilanz

In Kap.17.1.2 wurde auf Grund der Energiebetrachtungen von Kap.6.3.2 ein windabhängiges Steuergesetz eingeführt. Wird im Windfeld der Schub konstant gehalten, so entsteht nach Gl.6.3.7 gegenüber der umgebenden Luft ein spezifischer Leistungsfehler von

$$\frac{\Delta F}{G} V_A = \Delta \dot{H}_{Ea} \approx w_W + \frac{V_A}{g} \dot{u}_W . \quad (17.1.22)$$

Dieser wird zum spezifischen Energiehöhenfehler aufintegriert

$$\Delta H_{Ea} = \int_{t1}^{t2} \left(w_W + \frac{V_A}{g} \dot{u}_W \right) d\tau . \quad (17.1.23)$$

Werden zur Vereinfachung die Größen w_W , V_A und \dot{u}_W während der Windänderung als konstant angenommen, so ist

$$\Delta H_{Ea} = w_W \Delta t + \frac{V_A}{g} \dot{u}_W \Delta t = w_W \Delta t + \frac{V_A}{g} \Delta u_W . \quad (17.1.24)$$

Dieser Energiefehler entsteht, wenn der Wind nicht durch den Schub kompensiert wird. Er ist proportional

- der Wirkungsdauer des Abwindes w_W (Länge des durchflogenen Abwindfeldes),
- der Horizontalwinddifferenz Δu_W (Amplitude der Windscherung).

Genau diese Feststellung wurde in *König 88*/ auf Grund genauerer Rechnung gemacht. Eine Abschätzung für den Anflug mit einer für heutige Transportflugzeuge typischen Anfluggeschwindigkeit

$$\begin{aligned} V_A &= 70 \text{ m/s} && (\text{Anfluggeschwindigkeit}) \\ w_W &= 5 \text{ m/s} && \text{über } 3 \text{ s} \quad (210 \text{ m Ausdehnung des Abwindfeldes}) \\ \Delta u_W &= 12 \text{ m/s} \end{aligned}$$

ergibt ein Defizit an Energiehöhe von

$$\Delta H_{Ea} = 15 \text{ m} + 85 \text{ m} = 100 \text{ m}, \quad (17.1.25)$$

worin der Hauptanteil der Windscherung zuzuordnen ist. Es interessiert nun, wie weit dieser Fehlbetrag aus der Energiereserve des Flugzeugs gedeckt werden kann.

Die reguläre Anfluggeschwindigkeit von Transportflugzeugen liegt 30% über der Abreißgeschwindigkeit V_{stall} . Die Fahrt, bei der das Schütteln des Steuerhorns (*stick shaker*) einsetzt, liegt üblicherweise bei $1,05V_{stall}$. Dieser Wert kann als die unterste zulässige Grenze angesehen werden, die im Notfall also auch zum Überstehen einer Windscherung genutzt werden darf. Für eine Anfluggeschwindigkeit vom 70 m s^{-1} existiert also eine Fahrreserve von

$$V_{A \text{ zul}} = (1,3 - 1,05)V_{stall} = 13,5 \text{ m s}^{-1}. \quad (17.1.26)$$

Mit [Gl.6.2.2](#) gilt für die Energiehöhe

$$H_{Ea} + \Delta H_{Ea} = H + \Delta H + \frac{1}{2g}(V_A + \Delta V_A)^2, \quad (17.1.27)$$

daraus folgt für die Energiehöhenreserve

$$\Delta H_{Ea} = \Delta H + \frac{V_A}{g}\Delta V_A + \frac{\Delta V_A^2}{2g}. \quad (17.1.28)$$

Eine Geschwindigkeitsreserve von $13,5 \text{ m s}^{-1}$ ist demnach einer Energiehöhenreserve von 105 m gleichwertig. Das ist weit mehr, als die Höhenreserve einer Pufferzone unterhalb des Gleitpfades ausmacht. Diese Abschätzung zeigt, daß in einer durch den Wind gefährdeten Landesituation die Fahrreserve bis kurz vor die Abreißgrenze ausgenutzt werden sollte, um das Flugzeug unter allen Umständen auf dem Gleitpfad zu halten. Diese Empfehlung ist in der Literatur immer wieder zu lesen. Als Grenzwert ist allerdings der Anstellwinkel weit besser geeignet (vgl. [Kap.16.2.4](#)) und wird in neuesten Reglern auch verwendet (α_{Floor} beim Airbus A320).

Energie-Leistungs-Regelung

Die wirksamste Maßnahme zur Bahnhaltung in niederfrequenter Windstörung ist eine Schubvorsteuerung nach Gl.6.3.7. Die Windgrößen sind aber nur ungenau und nur mit erheblichem Aufwand meßbar. Will man die im Meßsignal enthaltene Turbulenz vom Triebwerk fernhalten, so muß man dieses filtern, was wiederum das niederfrequente Windsignal verzögert. Der zu schließende Kompromiß hat zur Folge, daß die Störgrößenkompensation nur näherungsweise gelingt, vgl. Bild 17.11.

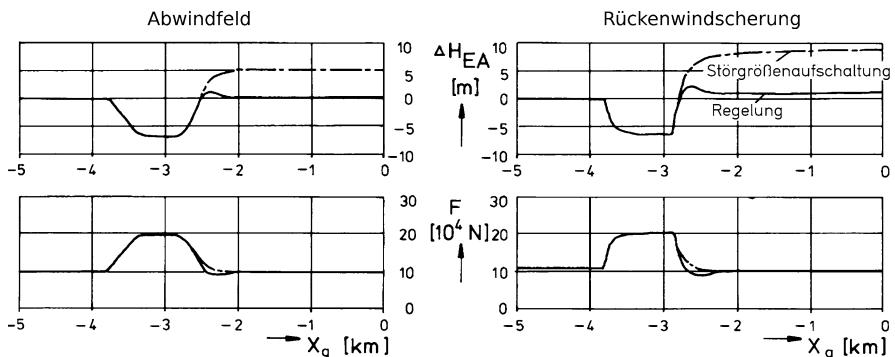


Bild 17.11 Energie-Leistungs-Regelung im Vergleich zur Störgrößenaufschaltung mit Turbulenzfilter: links: in einem Abwindfeld, rechts: in einer Rückenwindscherung (nach /König 88/)

Eine in /König 88/ entwickelte Alternative bietet eine Kombination aus Leistungs- und Energieregelung, wobei letztere dafür sorgt, daß keine zu großen Energiedefizite entstehen. Das Regelgesetz lautet

$$\Delta F = -k_1 \Delta H_{EA} - k_2 \dot{\Delta H}_{EA}, \quad (17.1.29)$$

dieses muß selbstverständlich gemeinsam mit einer Bahnregelung betrieben werden. Die Abschätzung einer sinnvollen Reglerverstärkung k_2 ergibt sich recht einfach aus der Beziehung (vgl. Kap.6.2)

$$\Delta \dot{H}_{EA} = V_A \frac{\Delta F}{G} \quad (17.1.30)$$

zu

$$k_2 = -\frac{G}{V_A}. \quad (17.1.31)$$

Die Wahl dieses Wertes für k_1 und k_2 liefert schon recht gute Ergebnisse, vgl. Bild 17.11. Diese lassen sich durch eine Verbindung von Vorsteuerung (Störgrößenaufschaltung) und Energie-Leistungs-Regelung weiter verbessern. Ein Regelungskonzept dafür zeigt Bild 17.12. Mit Hilfe von Parameteroptimierung muß ein guter

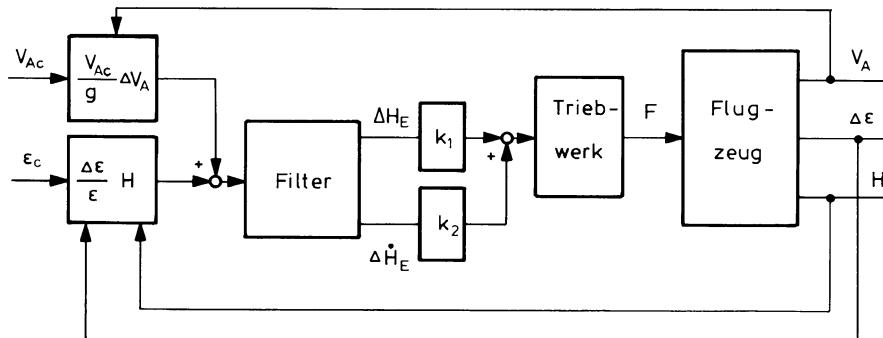


Bild 17.12 Konzept einer Energie-Leistungs-Regelung beim ILS-Anflug (nach /König 88/)

Kompromiß zwischen Ausregeln der Windscherung und Schubaktivität in Turbulenz gefunden werden.

17.2 Intelligente Führungsregler

Die in den [Kap.14](#) bis [16](#) eingeführten linearen Regler zeigten an verschiedenen Punkten Defizite, die jeweils durch Einzelmaßnahmen behoben wurden. Diese Regler-Erweiterungen sollen hier im Zusammenhang diskutiert werden. Sie betreffen die folgenden drei Punkte:

1. Sollzustandsgenerierung

Um widerspruchsfreie Vorgaben für Nick- und Gierdämpfer im horizontalen Kurvenflug zu machen, wurden in [Kap.14.2.1](#) und [14.3.1](#) aus [Gl.2.3.15](#) die Sollwerte für die Drehgeschwindigkeiten abgeleitet zu

$$q_{Kc} = \frac{g}{V_0} \frac{\sin^2 \Phi}{\cos \Phi}, \quad (14.2.2)$$

$$r_{Kc} = \frac{g}{V_0} \cos \Theta \sin \Phi_c. \quad (14.3.2)$$

An diesem Beispiel wird deutlich, daß es für eine konfliktfreie Regelung notwendig ist, nicht nur für die äußeren Regelgrößen Führungsverläufe vorzugeben, sondern aus dem Führungssignal Sollverläufe für alle Zustandsgrößen herzuleiten. Diese ergeben sich direkt aus den flugphysikalischen Zusammenhängen.

Bei Flugmanövern mit hohen Drehraten und großen Lagewinkeln sind ebenso die sonst häufig vernachlässigten nichtlinearen Terme der Momentengleichung [5.2.24](#) im Regelgesetz zu berücksichtigen. Das wird z. B. im Regler der X31-A praktiziert, vgl. [Kap.19.2](#).

2. Vorsteuerung

In Kap.17.1.2 wurde ein Steuergesetz für den Schub hergeleitet, mit dem dieser als Funktion des aerodynamischen Zustandes, des Soll-Bahnwinkels und der Windsituation eingestellt wird. Das geschah aus der Erkenntnis heraus, daß es nicht sinnvoll ist, zu warten, bis der Regler auf eine Veränderung der Randbedingungen (aus Führung und Störung) reagiert. Ist diese Veränderung bekannt und ist sie zeitlich vorhersehbar, so kann rechtzeitig durch eine Steuerung die richtige Gegenmaßnahme eingeleitet werden. Auch diese ist aus der Flugphysik zu entwickeln. Für die Aufteilung zwischen Regelung und Steuerung wurde schon in Kap.13.1 der Grundsatz aufgestellt:

Bekannte Einflüsse sind durch Steuerung, unbekannte durch Regelung auszugleichen.

3. Einhalten von Grenzen

In einem linearen Regler kann die Annäherung an Betriebsgrenzen nicht explizit festgestellt und deren Überschreitung kann nicht verhindert werden. Was die unbekannten Einflüsse (Störungen) betrifft, so kann der Regler bei ausreichendem Stellbereich nur so ausgelegt werden, daß die maximal zu erwartende Störung kompensiert wird. Führungssignale können dagegen so abgeschwächt werden, daß Grenzen (wie Stellamplituden, Beschleunigung usw.) gar nicht erst erreicht werden. Allerdings ist das mit linearen Maßnahmen nur indirekt möglich, i. allg. wird das Führungssignal in geeigneter Weise, z. B. durch ein PT_1 -Filter verzögert.

Beispiele für das Einhalten von Grenzen mit linearen Mitteln betreffen die Generierung von Sollbahnen für eine Höhenänderung unter Begrenzung des auftretenden Lastvielfachen. In Kap.16.1.3 wurde für das Einfliegen auf eine neue Sollhöhe und in Kap.16.4.1 für das Einfliegen auf den Gleitpfad ein lineares Regelgesetz eingeführt, das einen Bahnverlauf nach einer Exponentialfunktion erzeugt. Auch beim Einfliegen auf eine neue Standlinie (vgl. Kap.16.3.3) oder den ILS-Landekurs wird im Interesse eines linearen Regelgesetzes der Hängewinkel häufig nur indirekt dadurch begrenzt, daß der Regler auf „weiche Übergänge“ ausgelegt wird. Genauso werden bei der Vorgaberegelung die Pilotenkommandos über einen Tiefpaß gefiltert, damit sprungförmige Steuerkommandos vom Regler ferngehalten werden.

Grenzen lassen sich natürlich gezielter durch nichtlineare Reglerfunktionen einhalten, wie sie z. B. in Kap.16.3.3 vorgestellt wurden. Das betrifft auch die Begrenzung von Führungssignalen nach Amplitude und Änderungsgeschwindigkeit. Die nichtlineare Begrenzung der Pilotenkommandos in Vorgaberegelungssystemen ist hierfür ein Beispiel. Führt man diesen Gedanken konsequent fort, so kommt man dazu, Führungs-Trajektorien für die Flugbahn von vornherein unter Berücksichtigung aller Betriebsgrenzen zu generieren. Auch das kann nur unter Einbeziehung der flugphysikalischen Zusammenhänge geschehen.

Die Leistungsfähigkeit von Flugreglern läßt sich in erheblichem Maße dadurch steigern, daß die bisher dargestellten Regelgesetze im Sinne dieser

Ausführungen „intelligenter“ gemacht werden, beispielsweise indem ein Modell der Regelstrecke im Regler benutzt wird, s. [/Duda Bo 97/, /Duda 97/](#). Das bedeutet, daß in ihnen so viel an Information wie möglich über das Prozeßverhalten verarbeitet wird. In den folgenden Abschnitten wollen wir diese Ansätze in systematischer Weise weiterentwickeln.

17.2.1 Generierung von Führungsprozessen

In [Kap.13.3](#) wurde die Zielvorstellung für das Verhalten eines Prozesses als explizites dynamisches Modell formuliert und daraus eine Modellfolgeregelung abgeleitet. Dazu wurden die Grundlagen der linearen Modellfolgeregelung eingeführt und deren Realisierbarkeitsbedingungen diskutiert. Als Modelfunktion stand dabei die Sprungantwort im Vordergrund. Als Reglerstruktur ergab sich eine Kombination aus Vorsteuerung und Modellfehler-Rückführung. Dieses Konzept kann nicht ohne weiteres auf Flugbahnregler übertragen werden, da es sich dabei um einen nichtlinearen Prozeß handelt, der verschiedenen Begrenzungen unterliegt. Trotzdem ist die pragmatische Übertragung der Grundgedanken auf den nichtlinearen Fall hilfreich.

Sobald Zustands- oder Stellgrößen zu begrenzen sind, kann das Sollverhalten nur noch durch ein nichtlineares Modell vorgegeben werden. Das Modellfolgekonzept muß dann auf den nichtlinearen Fall erweitert werden [/Redeker 86/, /Haverland 88/, /Sölter 90/, /Hiesener 92/](#). In [Kap.18.3](#) werden wir im Zusammenhang mit Problemen der In-flight-Simulation weitere Beispiele für die Anwendung nichtlinearer Modellfolge kennenlernen.

Überträgt man die Idee der Modellfolge von der Annäherung gewünschter Sprungantworten auf die Vorgabe von Modelltrajektorien für den gesamten Prozeßzustand, so lassen sich direkte Lösungen finden für die Vorgabe realistischer Flugmanöver wie z. B.

- die Überführung des Flugzeugs auf eine neue Flughöhe,
- das Einfliegen auf den Gleitpfad und das Ausschweben bei der Landung,
- das Erfliegen eines neuen Steuerkurses durch ein Standard-Kurvenflugmanöver,
- das Einfliegen auf eine VOR- oder ILS-Leitebene.

Dabei können alle Zustandsgrößen (z. B. Drehgeschwindigkeiten oder Lagewinkel) oder auch andere Größen (Beschleunigungen) begrenzt werden. Das ist mit linearen Modellen nicht möglich, da die damit erzeugbaren Modelltrajektorien eingeschränkt sind auf Exponential- und Sinusfunktionen.

Beispiel: Höhenregelung eines Flugzeugs

- a) Konventionelle Zustandsregelung mit I-Regler
Bild [17.13](#) zeigt einen vereinfachten Höhenregelkreis, bestehend aus einer Phygoid-Näherung mit Zustandsrückführung und einem PI-Regler. An

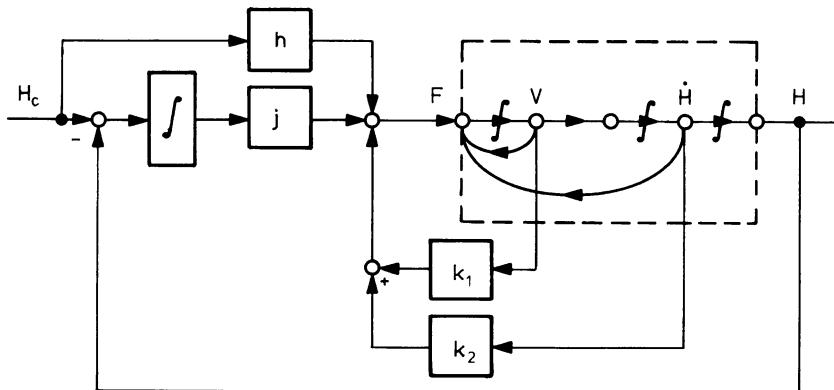


Bild 17.13 Vereinfachter Höhenregler mit Zustandsrückführung, I-Regler und Vorsteuerung

diesem Beispiel werden die schon in [Kap.13](#) genannten Widersprüche zwischen Regelungsstruktur und Entwurfsziel deutlich:

- Der Prozeß kann einem Sprung in H_c nicht unverzögert folgen, das ist auch gar nicht das Entwurfsziel.
- Für die Höhenänderung ist eine definierte Funktion $\dot{H}(t)$ nötig, diese bleibt hier undefiniert.

Die Tatsache, daß die Forderungen an den Regelkreis nur unvollständig formuliert sind, führt auf Auslegungsprobleme. Die Optimierung dieses Regelkreises nach einem quadratischen Kriterium liefert einen Kompromiß, der wegen des komplexen Zusammenhangs zwischen Integralkriterium und Zeitverhalten vom Entwurfsingenieur nicht präzise gesteuert werden kann. Ein Teil dieser Probleme entfällt bei Modellfolgeregelung, da wenigstens die dynamischen Forderungen im Modell widerspruchsfrei ausgedrückt werden müssen.

b) Lineare Modellfolgeregelung

Ein Modell für die Höhenregelung zeigt Bild 17.14a. Es ist von gleicher Ordnung wie der Prozeß, so daß dieser ihm folgen kann. Eine entsprechende Modellfolgeregelung mit Rückführung der Differenzen (Zustandsfehler) zwischen Modell und Prozeß

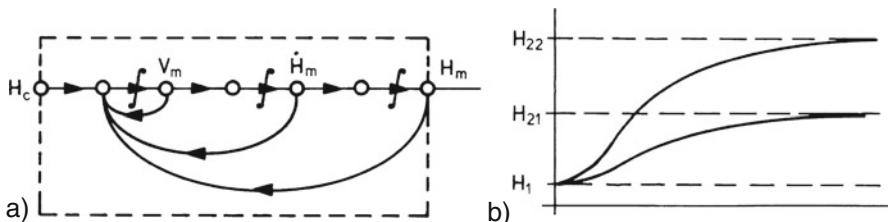


Bild 17.14 Lineare Modellfolge: a) Modell dritter Ordnung, b) erzeugter Sollverlauf

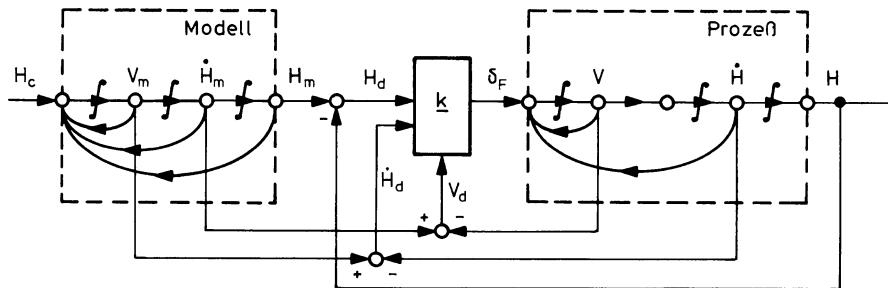


Bild 17.15 Modellfolgeregelung mit linearem Modell dritter Ordnung

$$H_d = H_m - H, \quad \dot{H}_d = \dot{H}_m - \dot{H} \quad \text{und} \quad V_d = V_m - V$$

zeigt Bild 17.15. Diese hat den Vorteil, daß realistische, widerspruchsfreie Stellsignale erzeugt werden. Es ist $\delta_F = 0$ wenn $V = V_m$, $\dot{H} = \dot{H}_m$ und $H = H_m$, d. h. wenn das Modellverhalten erreicht wird. Die Regeldifferenzen V_d , \dot{H}_d und H_d lassen sich als neuer Zustandsvektor definieren, der ebenfalls gegen null geht.

Mit diesem linearen Modell kann allerdings nur ein Sollverlauf erzeugt werden, wie er in Bild 17.14b wiedergegeben ist. Nachteilig ist, daß die Anfangsbeschleunigung und die Steigung der Sprungantwort von der Sprunghöhe abhängig sind (e-Funktion), außerdem besteht ein fester Zusammenhang zwischen Anfangsverhalten und Überschwingen (Dämpfungsgrad). Die Verzögerung verläuft gegenüber der Beschleunigungsphase zu langsam, der Vorgang kommt theoretisch erst bei $t \rightarrow \infty$ zur Ruhe.

c) nichtlineares Modell

Die Forderung nach Begrenzung von \dot{H} und \ddot{H} bei minimalem Zeitbedarf für die Zustandsänderung nach Bild 17.16a lässt sich exakt nur durch ein nichtlineares Modell ausdrücken, das in der Beschleunigungs- und Verzögerungsphase die maximal erlaubte Beschleunigung ausnutzt und in der Zwischenzeit $\dot{H} = \dot{H}_{\max}$ vorgibt. Das wird am einfachsten in Form des Phasendiagramms von Bild 17.16b dargestellt.

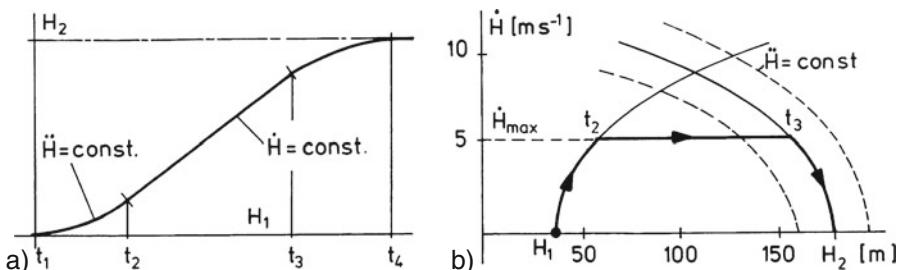


Bild 17.16 Realistische Solltrajektorie: a) Zeitverlauf, b) Phasendiagramm

Zum Zeitpunkt t_1 wird \ddot{H}_{\max} vorgegeben, bis zum Zeitpunkt t_2 die maximal zulässige (bzw. geforderte) Änderungsgeschwindigkeit \dot{H}_{\max} erreicht ist. Während jetzt H konstant gehalten wird, muß der Zeitpunkt t_3 vorherberechnet werden, von dem an mit \ddot{H}_{\max} verzögert werden muß, um H_2 anzusteuern. Schließlich ist in der Endphase dafür zu sorgen, daß H_2 tatsächlich genau erreicht wird. Dieses Vorgehen läßt sich in einem digitalen Regelrechner relativ einfach durch numerische Integration von \ddot{H}_{soll} und Vorausberechnung des „Bremszeitpunktes“ t_3 realisieren. Diese Lösung hat den Vorteil, daß sich nahezu beliebige Anforderungen darstellen und daraus Stellbefehle errechnen lassen, vgl. Kap.17.3.1. Als einziger Nachteil ist zu erwähnen, daß keine lineare Beschreibung des Vorfilters existiert, und insofern auch kein implizites Modell (z. B. als Gütefunktion) formuliert werden kann.

Eine allgemeine Struktur für einen Führungsgrößengenerator mit Begrenzungen zeigt Bild 17.17. Er ist nach Art einer Kaskadenregelung aufgebaut und liefert Sollverläufe nicht nur für die Führungsgröße selbst, sondern auch für ihre erste und zweite Ableitung. Die Trajektorie ist eine allgemeine Funktion aller drei Größen, die jede für sich begrenzt werden können (hierin kann der erste Integrator entfallen, sofern sprungförmige Beschleunigungen zugelassen werden). Die Führungsgröße w braucht jetzt nur noch die Information über den Zeitpunkt und die Größe der Änderung zu enthalten. In Kap.17.3 werden Beispiele für die Generierung von Modelltrajektorien gegeben.

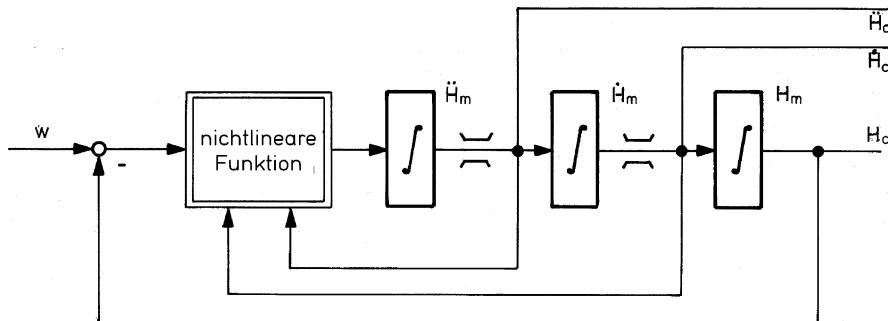


Bild 17.17 Allgemeine Struktur eines Führungsgrößengenerators

17.2.2 Nichtlineare Vorsteuerung

Sowohl die allgemeine lineare Reglerstruktur nach Bild 13.7 als auch die lineare Modellfolgeregelung nach Bild 13.18 enthält eine konstante Vorsteuermatrix H . Im ersten Fall ist H gleich der inversen stationären ÜM der Strecke. Meistens ist das stationäre Modell der Regelstrecke in Form von Kennfeldern oder sogar analytischer Beziehungen relativ genau bekannt. Wird es analytisch oder numerisch invertiert, so läßt sich daraus eine nichtlineare Vorsteuerung ableiten, mit der im Nominalfall

eine recht genaue Führung des Prozesses erreicht werden kann. Durch Einbeziehung bekannter Einflüsse von Umweltparametern und Flugzeugkonfiguration in die Vorsteuerung lässt sich deren Einfluß weitgehend kompensieren. Auch bekannte quasi-stationäre Störungen können entsprechend Kap.13.1.4 ausgeglichen werden. Wird diese Vorsteuerung mit dem Führungsgrößengenerator aus Kap.17.2.1 verknüpft, so entsteht die in Bild 17.18 dargestellte Wirkungskette. Das darin enthaltene „inverse Prozeßmodell“ ist eine Verallgemeinerung der obigen Vorsteuermatrix \underline{H} . Es ist aus Realisierbarkeitsgründen quasi-stationär und betrifft nur einen Teil-Zustandsvektor, z. B. die Regelgröße und ihre ersten beiden Ableitungen.

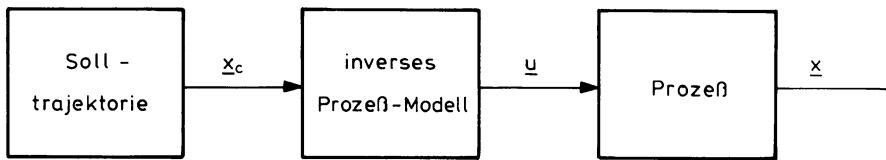


Bild 17.18 Vorsteuerung über ein inverses Streckenmodell

Beispiel

In Kap.17.1.2 wurde ein Gesetz für die Schubvorsteuerung entwickelt. Wird ein Steig- oder Sinkflug mit $\gamma_c = \frac{\dot{H}_c}{V_K}$ kommandiert, so folgt aus Gl.17.1.7 das Gesetz für die Vorsteuerung

$$\Delta F_c = G\gamma_c = mg \frac{\dot{H}_c}{V_K} , \quad (17.2.1)$$

das sich einfach realisieren lässt, sofern ein Verlauf für \dot{H} vorgegeben und die Flugzeugmasse m bekannt ist. Ebenso lässt sich bei Kenntnis des Vertikalwindes w_W dessen Störeinfluß eliminieren durch die Vorsteuerung (Störgrößenaufschaltung) nach Gl.17.1.8

$$\Delta F_c = mg \frac{w_W}{V_A} . \quad (17.2.2)$$

Gleichzeitig sind natürlich auch alle Nebeneffekte, wie z. B. die Wirkung eines Schubmoments, durch koordinierte Betätigung der übrigen verfügbaren Stellglieder zu kompensieren.

Jede Konfigurationsänderung am Flugzeug wie z. B. Ausfahren von Landeklappen, Flügelschwenken, Umpumpen von Treibstoff oder Ausfahren des Fahrwerks ist im Flugzeug direkt messbar und kann sogar vor ihrer Ausführung zur rechtzeitigen Vorsteuerung aller Stellsysteme verwendet werden. In /Redeker 86/ wird z. B. in Abhängigkeit der Klappenstellung ein Sollwert für den Auftriebsbeiwert C_A berechnet und hiermit sowohl die Schubdrossel als auch das Höhenruder vorgesteuert (s. u.).

Bei der Anwendung dieses Prinzips zeigt es sich, daß die Maßnahmen zur Begrenzung der Zustandsgrößen alle in die Vorsteuerung verlagert werden können, wo die entsprechenden Nichtlinearitäten keinen Einfluß auf die Stabilität haben. Für den Regler genügt dann ein linearer Ansatz.

17.2.3 Sollzustandsgenerierung

Die in Kap.[17.2.1](#) behandelte Generierung von Solltrajektorien (im Führungsgrößengenerator) betraf nur einen Teilzustand des Prozesses, nämlich die jeweilige Regelgröße und ihre beiden ersten Ableitungen, im Beispiel $H, \dot{H} \sim \gamma$ und $\ddot{H} \sim \dot{\gamma} = f(C_A, F)$. Dieser soll hier als Teilzustand \underline{x}_1 bezeichnet werden. Für die übrigen Zustandsgrößen werden zunächst keine Vorgaben gemacht. Das gleiche trifft in der Seitenbewegung zu: beim Einfliegen auf eine Leitebene werden $\dot{D} \sim \chi$ und $\ddot{D} \sim \Phi$ begrenzt, D und χ entsprechen hier dem vorzugebenden Teilzustand \underline{x}_1 .

Eine Verbindung der Grundgedanken von Modelltrajektorie und linearer Modellfolgeregelung legt nahe, auch für die restlichen Zustandsgrößen Sollwerte vorzugeben. Diese betreffen Θ , α und q_K , die hier zum Teilzustand \underline{x}_2 zusammengefaßt werden. Wird der Sollverlauf für \underline{x}_2 aus der Bahnvorgabe generiert, so wird eine konfliktfreie Regelung erzielt.

Aus dem Sollverlauf von z. B. $H_c(t)$ läßt sich aber nicht im Sinne von [Kap.13.3](#) mit Hilfe eines linearen dynamischen Modells der Verlauf der Zustandsgrößen q_K , α usw. generieren. Hierzu muß der dem Zustandsvektor entsprechende Teilprozeß invertiert werden. Das ist wiederum nur quasistationär möglich. In [/Redeker 86/](#) werden z. B. die folgenden Sollverläufe aus stationären nichtlinearen Zusammenhängen berechnet

$$\alpha_c = f(C_{Ac}, \gamma_c, \kappa, F, \dots), \quad (17.2.3)$$

$$q_{Kc}, r_{Kc} = f(\dot{\Psi}_c, \Phi, \dots). \quad (17.2.4)$$

Diese Größen lassen sich auch ihrerseits begrenzen. Werden ihre Grenzen erreicht, so kann die Modelltrajektorie nicht vollständig realisiert werden. Das Zurückrechnen der Zeitverläufe aller Zustandsgrößen \underline{x}_2 aus der Solltrajektorie der Regelgröße \underline{x}_1 läßt sich auch auf die Zustandsgrößen der Stellsysteme ausdehnen. Die Vorsteuerung der Stellgrößen ergibt sich dann als konsequente Erweiterung der Sollzustandsgenerierung und kann daher mit dieser zusammengefaßt werden, wie in Bild [17.19](#) angedeutet. Das Ergebnis entspricht einer Verallgemeinerung der Modellfolge für nichtlineare Prozesse.

Um den Realisierungsaufwand einzuzgrenzen, wird man sich darauf beschränken, die Prozeßdynamik nur soweit nachzubilden, wie es für die Begrenzung von Zustandsgrößen nötig ist. Das vorzugebende Verhalten kann dabei auf ein Modell zweiter oder dritter Ordnung eingeschränkt werden. Sofern ein Teil der Prozeßdynamik nur quasistationär nachgebildet wird, müssen bei dynamischen

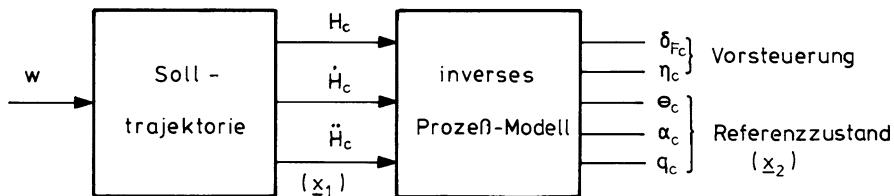


Bild 17.19 Zusammenfassung von Vorsteuerung und Sollzustandsgenerierung

Manövern Differenzen zwischen Prozeßzuständen und Modellzuständen toleriert werden. Hierzu sind entsprechende Toleranzbänder zuzulassen /*Sölder 90*/.

Ist genügend Rechenkapazität verfügbar, so lässt sich der Soll-Zustandsvektor auch aus einer Echtzeit-Simulation des Flugzeug-Nominalverhaltens gewinnen, wobei sich Zustandsbegrenzungen leicht berücksichtigen lassen /*Buchholz 92*/.

17.2.4 Bahnführung mit nichtlinearer Vorsteuerung

Es wurde schon mehrfach auf das in /*Redeker 86*/ entwickelte Regelungssystem für das Experimentalflugzeug Dornier Do 28 hingewiesen. Ohne auf Einzelheiten des Regleraufbaus und seiner Auslegung eingehen zu können, soll dieses System kurz vorgestellt werden. Es stellt eine Weiterentwicklung des in Kap. 17.1.3 behandelten Reglers FRG 70 dar. Die Wahl der Meß- und Regelgrößen ist diesem ähnlich, ebenso die Struktur der Rückführschleifen. Hervorstechendes Merkmal dieses Regelungssystems ist eine Erweiterung der Vorsteuerung zu einem sehr ausführlichen inversen Modell der flugmechanischen Zusammenhänge, aus dem im Sinne von Bild 17.19 Sollwerte für alle Systemzustände generiert werden, vgl. Bild 17.20. Es ist damit das erste Flugregelungssystem, in dem das Prinzip von Führungsgrößen- und Sollzustandsgenerator mit nichtlinearer Vorsteuerung konsequent realisiert wurde.

Der Führungsgrößengenerator („Solltrajektorie“ in Bild 17.19) besteht aus einem Signalgenerator zweiter Ordnung für die Höhe H und erster Ordnung für die Fluggeschwindigkeit V_A . Als weitere Einflußparameter für die Bahnführung werden der Hängewinkel ϕ , der Landeklappenausschlag η_K , die Flugzeugmasse m und der aus V_A und V_K geschätzte Horizontalwind u_W herangezogen. Diese Größen dienen der Bestimmung der momentanen Sollwerte für Auftrieb, Widerstand und Nickmoment.

Aus quasistationären Gleichungsansätzen für die Beiwerte der aerodynamischen Kräfte und des Nickmoments C_A , C_W , C_m werden die Prozeßgleichungen näherungsweise invertiert und daraus die Sollwerte für Bahnwinkel γ , Längsneigung Θ , Anstellwinkel α und Nickgeschwindigkeit q_K , sowie die Vorsteuerwerte für die Stellgrößen Höhenruder η und Schubsollwert f_c berechnet, vgl. Bild 17.20. Hierzu war eine umfangreiche Identifizierung der quasistationären Aerodynamik des Flugzeugs im Flugversuch erforderlich. Die Schubvorsteuerung ist auf den in Kap. 17.1.2 geschilderten Gesetzmäßigkeiten aufgebaut. Sie wurde durch einen Triebwerksregler ergänzt, der ebenfalls auf ausführlicher Information über das Triebwerksverhalten (Kennfelder von Propeller und Kolbentriebwerk) basiert.

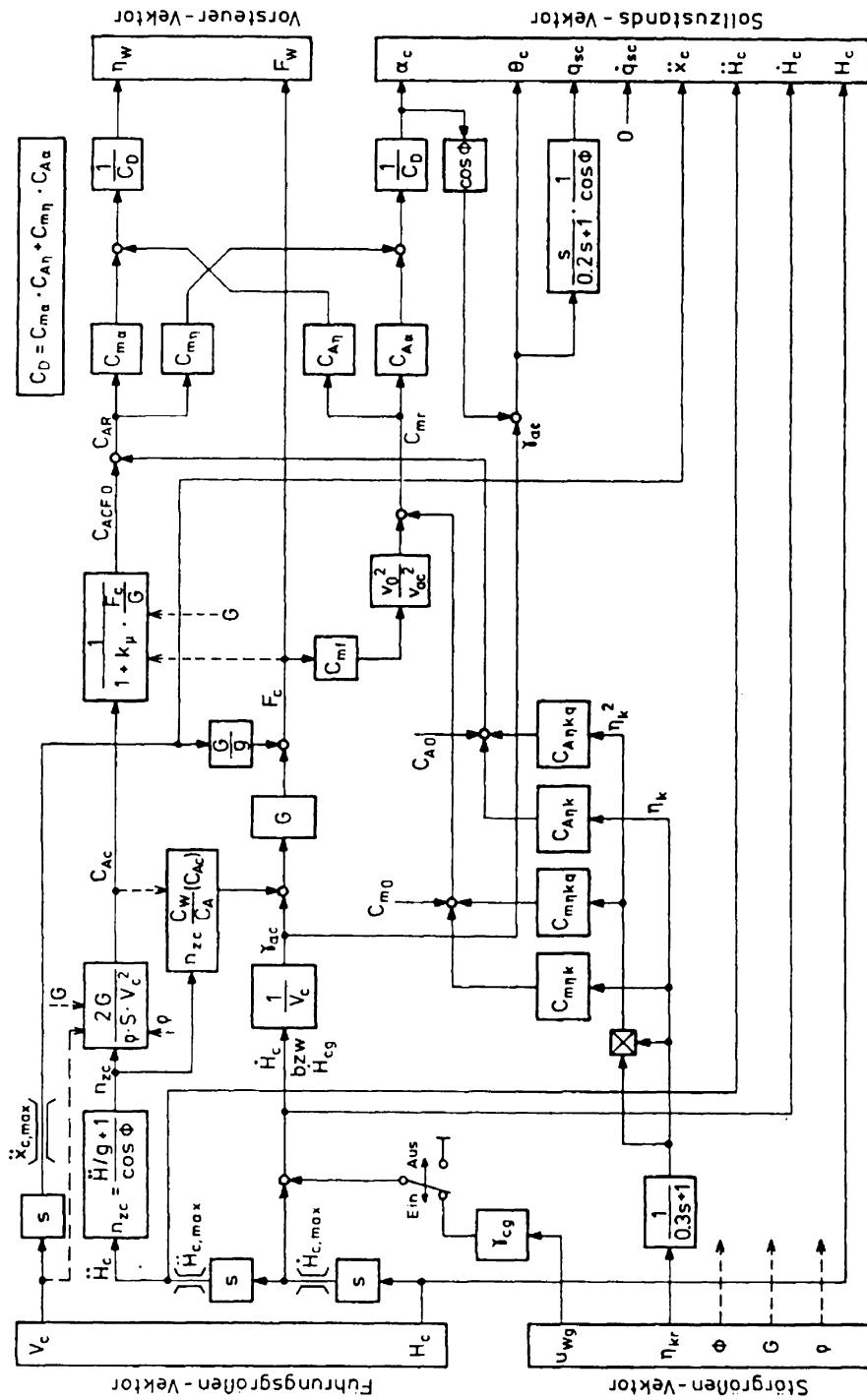


Bild 17.20 Quasi-stationäres nichtlineares Modell der Längsbewegung als kombinierter Führungs- und Störprozeß (aus /Redeker 86/)

Dieses Regelungssystem ermöglicht eine sehr präzise Bahnführung des Experimentalflugzeugs auch in Wind und Turbulenz. Selbst automatische Landungen können mit hoher Präzision geflogen werden, ein Beispiel dazu zeigt Bild 17.21.

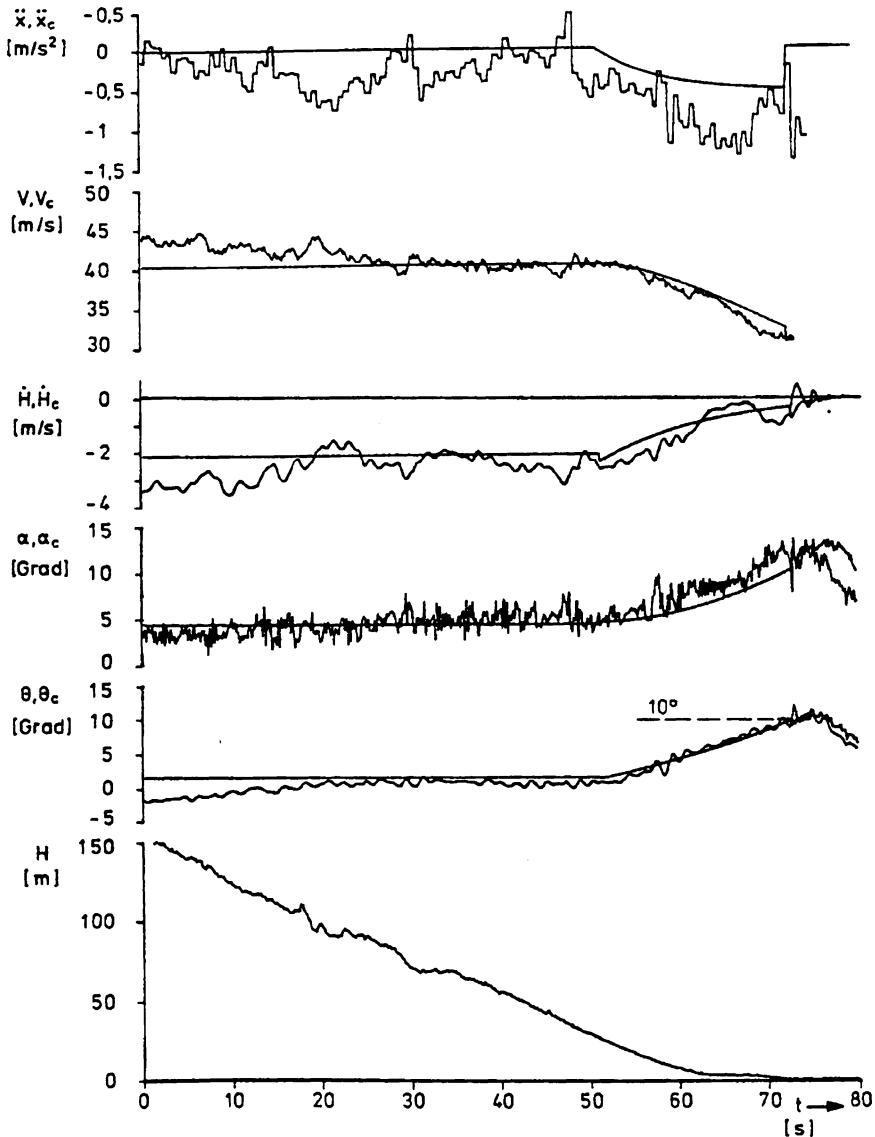


Bild 17.21 Automatische Landung mit dem Experimentalflugzeug Do 28 der TU Braunschweig am 13.2.1986 in Celle-Wietzenbruch (Landeklappen 20°) aus /Redeker 86/

17.2.5 Konfliktfreie Grenzregelung

Das eigentliche Ziel bei der Führung eines dynamischen Prozesses besteht darin, seinen Gesamtzustand möglichst schnell und mit gewünschter Dynamik auf vorgegebener Trajektorie in einen neuen Zustand zu überführen, ohne dabei seine Betriebsgrenzen zu verletzen. Ein möglichst schneller Zustandsübergang erfordert die Ausnutzung der vollen dynamischen Leistung des Prozesses, daher hat der Übergang möglichst entlang der Betriebsgrenzen zu erfolgen. Die Reglerfunktionen müssen in sich widerspruchsfrei sein, so daß eine konfliktfreie Regelung möglich ist. Um im Bild von Kap.1.1 zu bleiben: Pilot und Flugschüler (bzw. Copilot) dürfen keine Zeit mit widersprüchlichen Kommandos verlieren, wenn es z. B. gilt, ein Flugzeug in einer Windscherungssituation durchzustarten.

Um dieses Ziel zu erreichen, ist ein Führungsgrößengenerator nötig, der im Sinne von Kap.17.2.3 eine optimalen Trajektorie liefert. Diese Solltrajektorie muß unter Beachtung aller Zustands- und Stellbegrenzungen berechnet werden. Das in Kap.17.2.1 behandelte Beispiel einer Trajektorienvorgabe für eine Höhenänderung stellt nur eine Behelfslösung dar, da zunächst nur der Teilzustand x_1 berücksichtigt wird. Es werden unabhängig vom Betriebszustand (z. B. Fluggewicht) feste Begrenzungen für zwei (\dot{H} und \ddot{H}) von insgesamt sechs Zustandsgrößen eingeführt. Diese müssen so gewählt werden, daß alle übrigen Begrenzungen eingehalten werden, sie können daher nicht optimal sein. Ein weiteres anschauliches Beispiel liefert die Regelung eines Flugtriebwerks, bei dem der Schub möglichst schnell und überschwingfrei verändert werden soll, während der Systemzustand stets innerhalb des schmalen Betriebsbereichs zwischen Pumpgrenze, Temperaturgrenze und Drehzahlgrenze bleiben muß. Das soll bei bestem Wirkungsgrad in jedem Flugzustand, sowohl für kleine Schubänderungen als auch bei plötzlichem Schubkommando von Leerlauf auf Vollast erreicht werden.

Spätestens an diesem Beispiel wird deutlich, daß eine optimale Trajektorie mit einem reduzierten Führungsgrößengenerator mit inversem, quasistationärem Modell nur sehr eingeschränkt erreichbar ist. Auch die von der Sprungantwort abgeleitete Vorstellung von „stationärem Verhalten“ ist hier irreführend. Für ein optimales Kursänderungsmanöver ist der stationäre Zusammenhang zwischen Querruderausschlag und Bahnazimut völlig belanglos. Die Steuerstrategie besteht in diesem Fall aus einer Abfolge von Maßnahmen: zuerst Querruderausschlag für maximal zulässige Rollbeschleunigung, dann Rücknahme des Querruderausschlags bei Erreichen der zulässigen Rollgeschwindigkeit, Nullquerruder bei Erreichen des maximalen Hängewinkels, Rückführen des Hängewinkels auf null bei Erreichen des Soll-Bahnazimuts usw., Fortsetzung des Manövers bis zur Stabilisierung auf den gewünschten Kurs oder auf einer neuen Standlinie, vgl. auch Bild 17.27.

Das Auffinden einer solchen komplizierten Solltrajektorie unter Beachtung vielfältiger Begrenzungen und unter Berücksichtigung einer großen Zahl von Randbedingungen (Flugplan, Verkehrssituation, Flugzeugkonfiguration) ist eine Optimierungsaufgabe. Piloten führen laufend solche Optimierungen durch, unterstützt durch ihre Flugerfahrung und unter Zuhilfenahme gewisser Standardmanöver. Die

Generierung solcher Solltrajektorien zur konfliktfreien Grenzregelung könnte nach zwei verschiedenen Prinzipien ablaufen:

1. In einer schnellen Vorausrechnung mit einem vereinfachten Flugzeugmodell werden unter Parametervariation mögliche Bahnen berechnet. Dabei kann auch auf abgespeicherte Bahnen oder Bahnsegmente oder auf Standardmanöver zurückgegriffen werden. Durch On-line-Optimierung wird in jedem Augenblick die beste Trajektorie für den verbleibenden Flugabschnitt ausgewählt, die alle Forderungen erfüllen und alle Grenzen berücksichtigen /[Sundermeyer 80](#)/.
2. Mit Hilfe eines wissensbasierten Systems wird der Prozeß entlang seiner Betriebsgrenzen zum Ziel geführt, wobei die Steuerstrategie aus laufenden logischen Entscheidungen über den besten Kompromiß zwischen den verschiedenen Betriebsgrenzen und dem möglichst schnellen Erreichen des Endzustandes besteht /[Hiesener 92](#)/.

Aus der Optimierung (Simulation) der Trajektorie resultieren die Verläufe aller Zustands- und Stellgrößen, eine Invertierung des Prozeßmodells entfällt. Solange der Prozeß das ungestörte Nominalverhalten besitzt, wird schon mit einer Vorsteuerung eine genaue Führung auf der Solltrajektorie erreicht (s. o.). Da die Solltrajektorie auf der vollständigen Kenntnis des nichtlinearen Prozesses basiert und alle Zustandsgrößen dementsprechend geführt werden, entstehen keinerlei Konflikte unter den verschiedenen Steuer- und Regelfunktionen. Je genauer die Prozeßkenntnis ist, desto weniger wird die Regelung beansprucht, sie kann dann relativ schwache Verstärkung besitzen.

Die Vorausrechnung der Solltrajektorie ist mit dem geregelten Flugzeug in Reihe geschaltet, hat also keinen Einfluß auf dessen Stabilität. Sie übernimmt die Funktion des Modells von [Kap.13.3](#). Das Gesamtsystem hat die in Bild 17.22 gezeigte Struktur. Da die gesamte Systemintelligenz im Solltrajektorien-Generator enthalten ist, kann der Regler auf eine relativ einfache lineare Struktur beschränkt bleiben.

In [Kap.18.3.3](#) werden die Ausführungen dieses Kapitels im Hinblick auf die besonderen Anforderungen der In-flight-Simulation ergänzt.

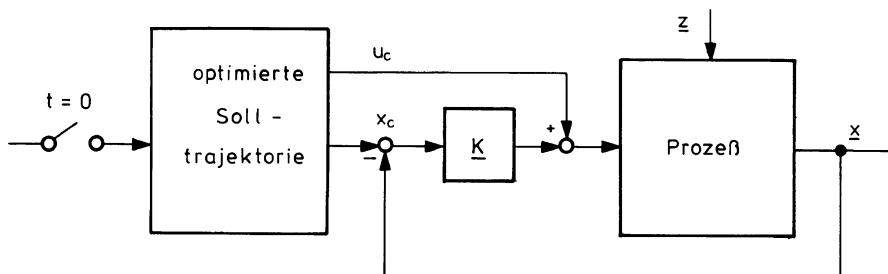


Bild 17.22 Modellfolgeregelung als On-line-Optimierungsprozeß

17.3 Generierung von Solltrajektorien

Die Generierung von Modelltrajektorien für die Führung von Flugzeugen betrifft die ganze Palette vom einfachen Bahnelement, wie dem in Kap.17.2.1 behandelten Höhenübergang, bis zur Vorausberechnung einer gesamten Flugbahn, z. B. vom Eintritt in die TMA bis zur Landung. Solche Funktionen werden heute für unterschiedliche Aufgaben im Autopiloten, im Flugmanagement-Rechner oder im Bodenrechner der Flugsicherung erzeugt. Ihre Anwendung reicht von der Bereitstellung direkter Führungsverläufe für Bahngrößen über die Vorherberechnung des Beginn des Abstiegs aus der Reiseflughöhe bis zur Berechnung der Landezeit zwecks Festlegung einer Landereihenfolge durch die Flugsicherung (vgl. die Ausführungen in Kap.11.3.3). Es werden hier einige einfache Beispiele für Modelltrajektorien und deren Randbedingungen diskutiert.

17.3.1 Modelltrajektorien für einfache Bahnmanöver

Unabhängig davon, ob es sich um einen Beschleunigungsvorgang (Vorgabe von $V_A(t)$), um eine Höhenänderung (Vorgabe von $H(t)$), um das Einleiten einer Kurve (Φ -Vorgabe) oder um das Einschwenken auf einen neuen Kurs über Grund handelt, lässt sich eine fliegbare Trajektorie entsprechend Kap.17.2.1 stets näherungsweise durch ein Modell zweiter Ordnung für den betreffenden Bahnfreiheitsgrad darstellen. Hierbei können die erste und zweite Ableitung der Führungsgröße begrenzt werden. Um die Übertragbarkeit der Herleitung zu erleichtern, wird im folgenden eine allgemeine Größe x betrachtet, die für H , V_A oder Ψ steht.

1. Einleiten der Zustandsänderung mit vorgegebener Beschleunigung

Soll z. B. eine Höhenänderung mit vorgegebener Vertikalbeschleunigung eingesetzt und mit fester Vertikalgeschwindigkeit fortgesetzt werden, so kann die Modelltrajektorie durch eine Schaltung nach Bild 17.23 erzeugt werden, für die gilt

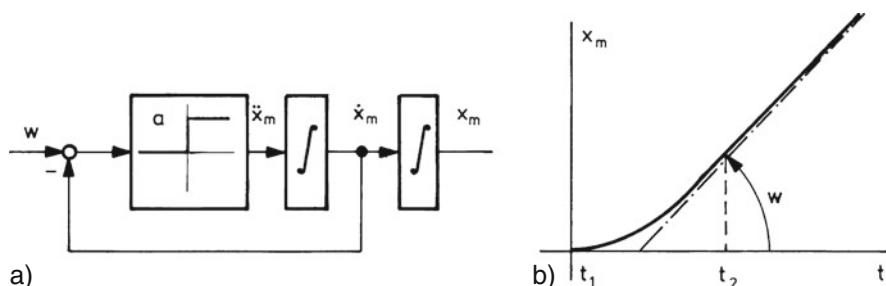


Bild 17.23 Solltrajektorie mit geschwindigkeits-gesteuerter Umschaltung: a) Blockschaltbild, b) Zeitverlauf

$$\begin{aligned}\ddot{x}_m &= a && \text{für } w > \dot{x}_m \\ \ddot{x}_m &= 0, \quad \dot{x}_m = b && \text{für } w \leq \dot{x}_m.\end{aligned}\quad (17.3.1)$$

Auf ähnliche Weise kann auch der Sinkflug kurz vor Erreichen des Gleitpfades eingeleitet werden.

2. Ausleiten einer Zustandsänderung

Soll der Steigflug mit fester Verzögerung ausgeleitet und bei einer festen Höhe beendet werden wie in Bild 17.24, so muß der Bremsvorgang rechtzeitig einsetzen. Es muß gelten

$$\dot{x}_m = b \quad \text{für } x \leq x_1 \quad (17.3.2)$$

$$\ddot{x}_m = -a \quad \text{für } x_1 < x \leq x_e \quad (17.3.2)$$

$$\ddot{x}_m = 0 \quad \text{für } (x_e - c) < x < (x_e + c). \quad (17.3.3)$$

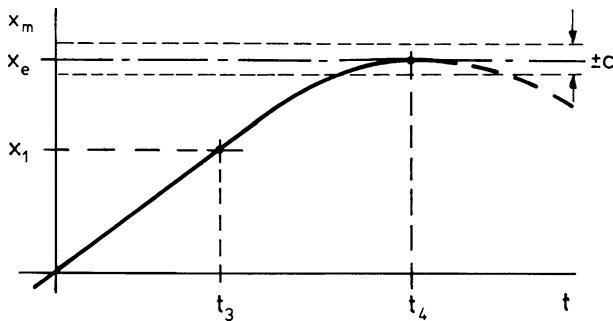


Bild 17.24 Bremsparabel (mit Toleranzbereich $\pm c$)

Der Schaltpunkt x_1 läßt sich aus der Änderungsgeschwindigkeit \dot{x}_m und dem gewünschten Endwert x_e berechnen aus den beiden folgenden Bedingungen

$$\dot{x}_m(t_4) = \int_{t_3}^{t_4} -a dt + b = -a(t_4 - t_3) + b \stackrel{!}{=} 0 \quad (17.3.4)$$

$$\begin{aligned}x_m(t_4) &= \int_{t_3}^{t_4} \dot{x}_m dt = \int_{t_3}^{t_4} (-at + b) dt + x_1 \\ &= -\frac{a}{2}(t_4 - t_3)^2 + b(t_4 - t_3) + x_1 \stackrel{!}{=} x_e.\end{aligned}\quad (17.3.5)$$

Daraus folgt für die Zeitdifferenz

$$t_4 - t_3 = \frac{b}{a} \pm \sqrt{\left(\frac{b}{a}\right)^2 + \frac{2}{a}(x_1 - x_e)} = \frac{b}{a}. \quad (17.3.6)$$

Da das Kurvenmaximum gesucht ist, muß die Lösung dieser Gleichung eine Doppelwurzel sein, woraus folgt

$$\left(\frac{b}{a}\right)^2 = \frac{2}{a} (x_e - x_1) . \quad (17.3.7)$$

Das liefert für den Schaltpunkt

$$x_1 = x_e - \frac{a}{2} \left(\frac{b}{a}\right)^2 = x_e - \frac{b^2}{2a} . \quad (17.3.8)$$

Der resultierende Verlauf ist wegen $\ddot{x} = \text{const}$ eine zeitliche Parabel. Das entspricht auch etwa dem Bahnverlauf relativ zur umgebenden Luft. Gegenüber der Erde wird allerdings die Bahn durch Wind und Turbulenz gestört. Die Bremstrajektorie läßt sich mit einer Schaltung entsprechend Bild 17.25 generieren, wobei dafür gesorgt werden muß, daß x_m nach Erreichen von x_e konstant bleibt.

Durch Verbindung der beiden Schaltungen von Bild 17.23 und 17.25 läßt sich eine fliegbare Trajektorie nach Bild 17.16 erzeugen mit den Phasen

Phase I	$\ddot{x}_m = +a$	für	$\dot{x}_m < b$
Phase II	$\dot{x}_m = b$	für	$x_m < x_1 = x_e - \frac{b^2}{2a}$
Phase III	$\ddot{x}_m = -a$	für	$x_1 < x_m < x_e$
Phase IV	$x_m = x_e$	für	$x_m - x_e < c$.

(17.3.9)

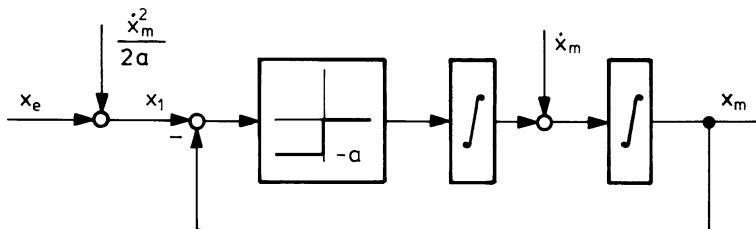


Bild 17.25 Generierung einer Bremstrajektorie

Durch einen geeigneten Zusatz ist ein sicheres Umschalten auf eine Festwertregelung des Endwerts x_e zu erzeugen, sobald der Zustand in den Toleranzbereich $x_e \pm c$ von Bild 17.24 einläuft.

Alternative: exponentielles Einschwenken

In Kap.16.1.3 wurde die Betriebsart *altitude acquire* und in Kap.16.4.2 das Regelgesetz für den Abfangbogen diskutiert. In beiden Fällen wurde eine

Exponentialfunktion als Modellfunktion vorgegeben. Für den Abfangbogen wurde gesetzt

$$H(t) + k\dot{H}(t) = 0 \quad \text{mit } k = T_A \quad \text{Abfangzeitkonstante} \quad (16.4.4)$$

Für das Einschwenken auf eine neue Sollhöhe entsprechend Bild 17.24 ist zu setzen

$$\Delta H(t) + k\dot{\Delta H}(t) = 0. \quad (17.3.10)$$

Das führt auf den exponentiellen Höhenverlauf

$$H(t) = H_e - \Delta H(t) = H_e - \Delta H_0 e^{t/k}. \quad (17.3.11)$$

Mit der Anfangsbedingung für knickfreien Übergang auf die Verzögerungsbahn folgt aus Gl.17.3.10

$$k = -\frac{\Delta H_0}{\dot{H}_0}. \quad (17.3.12)$$

Damit gilt für die Vertikalgeschwindigkeit

$$\dot{H}(t) = -\frac{\Delta H(t)}{k} = \frac{\dot{H}_0}{\Delta H_0} \Delta H(t) \quad (17.3.13)$$

und nach zeitlicher Ableitung für das Lastvielfache

$$n_z(z) = -\frac{a_z(t)}{g} = \frac{\ddot{H}(t)}{g} = \frac{1}{g} \left(\frac{\dot{H}_0}{\Delta H_0} \right)^2 \Delta H(t). \quad (17.3.14)$$

Beide Größen werden stetig mit ΔH reduziert, wodurch das stark verzögerte Einlaufen nach einer e-Funktion gekennzeichnet ist. Macht man k variabel, z. B. proportional \dot{H} , so lassen sich schneller konvergierende, z. B. kreisförmige Bahnen erzeugen.

Beim obigen Ansatz einer parabelförmigen Bahn ist das Lastvielfache konstant, es gilt mit Gl.17.2.2

$$n_z = \frac{\ddot{H}}{g} = -\frac{a}{g} \quad (17.3.15)$$

und für die Vertikalgeschwindigkeit

$$\dot{H}(t) = \int_{t_1}^t -a dt + \dot{H}_0 = \dot{H}_0 - a(t - t_1). \quad (17.3.16)$$

17.3.2 Horizontale Bahnmanöver

Der Übergang vom Geradeausflug in den stationären Kurvenflug oder auf einen neuen Kurs über Grund erfordert Hängewinkeländerungen, die nicht verzögerungsfrei ablaufen können, sondern dem in Bild 16.17 gezeigten physikalischen Gesetz unterliegen. Für den stationären Kurvenflug von Transportflugzeugen wird allgemein ein maximaler Hängewinkel von 25° bis 30° vorgegeben, bei dem ein für Pilot und Passagiere noch erträgliches Lastvielfaches entsteht. Es ist bei horizontaler Flugbahn mit Gl.1.2.14

$$n_z = \frac{1}{\cos \Phi} \approx \begin{cases} 1,1 & \text{bei } \Phi = 25^\circ \\ 1,15 & \text{bei } \Phi = 30^\circ \end{cases}. \quad (17.3.17)$$

Auf Grund dessen hat man für solche Manöver die Standard-Kurvendrehgeschwindigkeit

$$\dot{\chi}_{\text{stand}} = 3^\circ \text{s}^{-1} = 0,0524 \text{ s}^{-1}$$

eingeführt, die auf Grund der Gleichung (bei $\beta_K = \text{const}$)

$$\dot{\chi} = \frac{g}{V_K} \tan \Phi \quad (5.4.18)$$

bei den im Warteflug und Landeanflug üblichen Fluggeschwindigkeiten mit $\Phi \leq 25^\circ$ fliegbar sind. Der Radius r eines 2-Minuten-Kreises beträgt bei einer Fluggeschwindigkeit von 100 m s^{-1} (194 kn)

$$r = \frac{V_K}{\dot{\chi}} = \frac{100 \text{ m s}^{-1}}{3^\circ \text{s}^{-1}} \frac{180^\circ}{\pi} = 1910 \text{ m}. \quad (17.3.18)$$

Die Zeitkonstante zum Aufbau einer Rollgeschwindigkeit p_K ist gleich $T_R = 1/L_p$ und liegt bei Transportflugzeugen in der Größenordnung von einer Sekunde. Setzt man wie in Bild 17.26 eine maximale Rollgeschwindigkeit von 10°s^{-1} an, so ist für den Aufbau von $\Phi = 30^\circ$ ein Zeitraum von ca. 5 s nötig. Bei einer Fluggeschwindigkeit von 100 m/s legt das Flugzeug in dieser Zeit ca. 500 m zurück. Ein

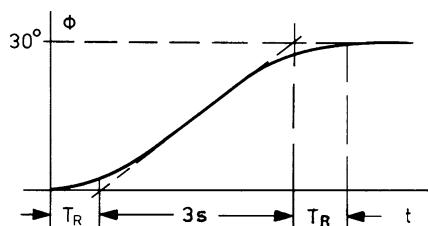


Bild 17.26 Hängewinkel-Trajektorie beim Einleiten einer Kurve

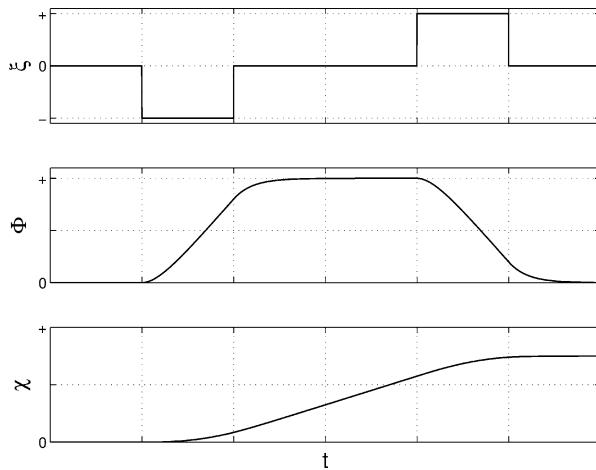


Bild 17.27 Kursänderungsmanöver

entsprechender Vorgang ist zum Ausleiten einer Kurve nötig, so daß das Erfliegen eines neuen Bahnazimuts prinzipiell den in Bild 17.27 gezeigten Verlauf hat.

Will man eine Solltrajektorie für ein solches Kursänderungsmanöver vorgeben, wobei sowohl die Kursdifferenz als auch die Grenzwerte für p_K und Φ aktuellen Anforderungen (Fluggeschwindigkeit, Fluggewicht) angepaßt werden sollen, so wäre eine analytische Berechnung aufwendig und ungenau. Es ist vorteilhafter, diese Trajektorie durch eine schnelle numerische Voraussimulation zu berechnen. Für diesen Fall genügt es, die Flugzeugbewegung vereinfacht zu modellieren und das „Modellflugzeug“ unter Beachtung der Begrenzungen entsprechend Kap.16.3 zu „regeln“, wobei die geforderte Kurs- oder Peilwinkelabweichung, wie in Bild 17.28 dargestellt, vorgegeben wird. In /Sundermeyer Al 78/ wurde aus Simulatoruntersuchungen festgestellt, daß für das Übertragungsverhalten Φ/Φ_c eine Näherung zweiter Ordnung ausreichend ist.

In gleicher Weise läßt sich ein gefordertes Geschwindigkeitsprofil realistisch vorherberechnen und als Sollverlauf vorgeben. Dabei ist allerdings die Triebwerksverzögerung zu berücksichtigen. Für das Übertragungsverhalten V_A/V_{Ac} reicht eine Näherung 3. Ordnung aus.

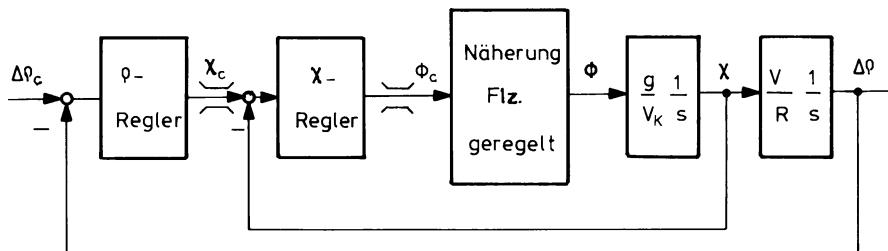


Bild 17.28 Geregeltes Modellflugzeug für die Solltrajektorien-Simulation

17.3.3 Verbindung von Wegpunkten

Für das vom Flugmanagement-System gesteuerte, automatische Abfliegen einer durch Wegpunkte definierten Flugbahn ist eine Sollbahn zu generieren, die von dem betreffenden Flugzeug unter Beachtung seiner Leistungsgrenzen fliegbar ist. Das gleiche gilt auch für die Vorausberechnung einer Flugbahn, mit der z. B. der Zeitpunkt des Erreichens eines Wegpunktes bestimmt werden soll.

Berechnen der Sollflugbahn

Die Sollbahn sei durch geodätisch feste Wegpunkte (Stützstellen einer abschnittsweise geraden Anflugbahn) beschrieben. In zwei Schritten lässt sich daraus ein physikalisch sinnvoller Bahnverlauf in der Horizontalebene erzeugen:

1. Die Stützstellen werden zunächst durch Geraden untereinander verbunden. Dabei gibt es zwei unterschiedliche Arten von Fixpunkten, nämlich solche, die lediglich den Schnittpunkt zweier Geraden festlegen und nicht direkt überflogen werden müssen, vgl. Bild 17.29a (Wegpunkte P_{Wi}) und solche, die mit einem definierten Kurs tatsächlich erreicht werden müssen und zu denen daher ein geeigneter Vorhaltewinkel einzuhalten ist, vgl. Bild 17.29b (Zielpunkte P_{zi}). Im zweiten Fall ergibt sich durch Verlängerung von aktueller Flugbahn und zukünftiger Standlinie ein fiktiver Wegpunkt P_{Wi}' , so daß dieser auch auf den ersten Fall zurückgeführt werden kann.
2. Der sich so ergebende Polygonzug dient anschließend als Sollvorgabe für das Simulationsmodell der Horizontalbewegung eines geregelten Referenzflugzeugs. Beim „Abfliegen“ der Sollbahn in der Zeitraffer-Simulation wird jeweils im geeigneten Moment auf die nächst folgende Sollgerade

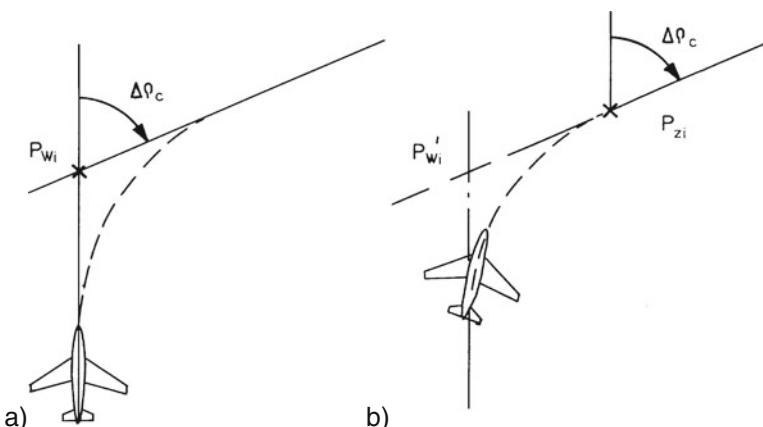


Bild 17.29 Bahndefinition durch Fixpunkte: a) Wegpunkt P_{Wi} als Schnittpunkt zweier Standlinien, b) Zielpunkt P_{zi} mit vorgegebenem Richtungswinkel

umgeschaltet und durch Bahnregelung dafür gesorgt, daß ein möglichst geringer Abstand zu den einzelnen Bahnsegmenten besteht.

Entsprechend werden die Sollgrößen für die Bewegung in der Vertikalebene (Bahnwinkel bzw. Vertikalgeschwindigkeit) erzeugt und durch Regelung eingehalten, so wie auch das Geschwindigkeitsprofil.

Kursänderungsmanöver

Der Übergang von einer Sollgeraden zur anderen wird zunächst vereinfacht durch einen Kreisbogen dargestellt wie in Bild 17.30, für den die Standard-Drehgeschwindigkeit von $\dot{\chi}_c = 3^\circ \text{ s}^{-1}$ zu Grunde gelegt wird. Der Radius dieses Kreises ergibt sich aus Gl.17.3.18. Der Mittenwinkel des Kreisausschnitts ist gleich dem Differenzwinkel $\Delta\varphi_c$ der Standlinien. Die „Schaltpunkte“ P_{zi-1} und P_{zi} , d. h. die Wegpunkte, bei denen zwischen unterschiedlichen Bahnsegmenten (gerade Standlinie, Kreisbahn) umgeschaltet wird, liegen auf einem Kreis um den fiktiven Wegpunkt P_{Wi} . Dessen Radius ist nach Bild 17.30 gleich

$$x_S = x_{Kr} \tan \left| \frac{\Delta\varphi_c}{2} \right| = \frac{V_K}{\dot{\chi}_{\text{stand}}} \tan \left| \frac{\Delta\varphi_c}{2} \right|. \quad (17.3.19)$$

Damit kann der Schaltpunkt P_{zi-1} festgelegt werden, wenn P_{Wi} bekannt ist.

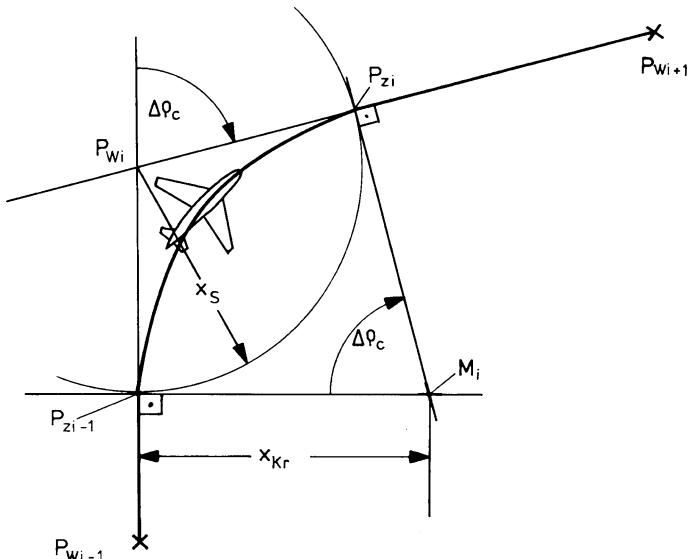


Bild 17.30 Kreisbogen und Schaltradius beim Übergang zwischen Standlinien

Realistische Flugbahn

Die bisher gefundenen analytischen Beziehungen zwischen Kurvenradius, Peilwinkeldifference und Umschaltpunkt setzen den (physikalisch unmöglichen) sprungartigen Übergang vom Geradeausflug ($\Phi = 0$) zum Kurvenflug ($\Phi \sim 25^\circ$) voraus. Damit kann der Schaltpunkt noch nicht genügend genau bestimmt werden. Da die neue Standlinie ohne Überschwingen erreicht werden soll, müssen die zum Ein- und Ausleiten des Kurvenfluges erforderliche Zeit und die dabei zurückgelegte Wegstrecke berücksichtigt werden.

Es kommt dabei nicht darauf an, exakte analytische Zusammenhänge zu finden, sondern es genügt, den „Schaltradius“ x_S (das ist der Abstand zwischen den Wegpunkten P_{Wi} und P_{zi}) immer so groß zu wählen, daß bei der Voraussimulation, die ja eine realistische Flugbahn an den Polygonzug annähert, kein Überschwingen stattfindet. Dazu ist ein (wiederum geschwindigkeitsabhängiger) Zusatzterm zum Schaltradius in Gl. 17.3.19 zu addieren,

$$x_{S\text{ ges}} = x_S + k_{Üb} V_K , \quad (17.3.20)$$

dessen flugzeugspezifischer Faktor in /Sundermeyer 80/ durch Simulation ermittelt wurde zu $k_{Üb} = 12$ s. Hiermit kann jetzt auch für den Fall von Bild 17.29b der fiktive Wegpunkt P_{Wi} berechnet werden. Er liegt auf der neuen Sollstandlinie um die Länge $x_{S\text{ ges}}$ gegenüber dem zu überfliegenden Wegpunkt verschoben, so daß ein genügender Vorhaltewinkel gebildet wird.

Einfliegen auf eine neue Sollbahn (VOR-Standlinie)

Soll das Flugzeug auf eine neue VOR-Standlinie einfliegen, so ist das Übergangsmanöver vom Winkel (Peilwinkelabweichung) zwischen dem aktuellen Kurs über Grund und dem Sollkurs abhängig. Wird die Sollflugbahn wieder durch eine Voraussimulation erzeugt, so gilt folgendes, vgl. /Sundermeyer 80/.

Ist die anfängliche Peilwinkelabweichung $\Delta\rho > 30^\circ$, so wird eine Steuerung mit $\dot{\chi}_c = 3^\circ \text{ s}^{-1}$ in Richtung auf die Sollstandlinie aktiviert, wobei der Hängewinkel begrenzt wird mit $\Phi_{\max} = \pm 30^\circ$. Erreicht die Peilwinkelabweichung den Wert $\Delta\rho = 30^\circ$, so wird eine Steuerkursregelung eingeschaltet mit dem Sollwert $\chi = \rho \pm \Delta\rho$, vgl. Bild 17.31a, die das Flugzeug auf die Sollstandlinie hinführt. Sobald die Schwelle $D \leq 500$ m erreicht ist, wird auf eine lineare Standlinienregelung umgeschaltet mit dem Regelgesetz

$$\Phi_c = k_{\phi\dot{\chi}} \dot{\chi} + k_{\phi\dot{D}} \dot{D} + k_{\phi D} D$$

mit typischen Werten $k_{\phi\dot{\chi}} = 0,6$ s, $k_{\phi\dot{D}} = 1,4^\circ \text{ m s}^{-1}$ und $k_{\phi D} = 0,12^\circ$. Die Zwischenstufe der Steuerkursregelung ist nur dann nötig, wenn das Flugzeug weit von der Sollbahn abgekommen ist, wie in Bild 17.31b. Beim normalen Standlinienübergang über ein Kreissegment ist sie nicht nötig, da in diesem Fall bei Unterschreiten der Grenze $\Delta\rho < 30^\circ$ auch $D < 500$ m ist, vgl. Bild 17.31a. Aus dieser

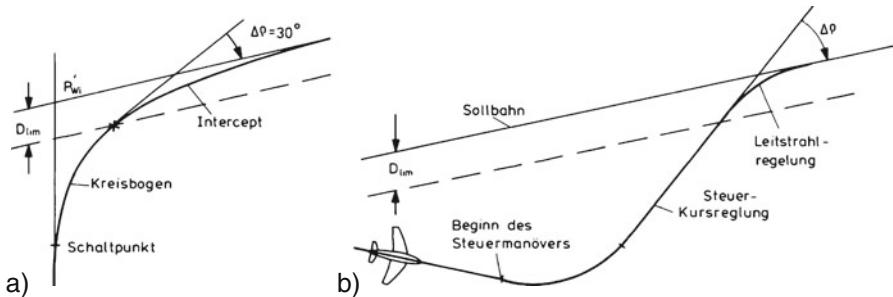


Bild 17.31 Bahnregelung: a) beim Übergang auf nächst folgende Standlinie, b) zum Abbau großer Bahnablagen

Simulation resultieren nicht nur eine fliegbare Sollbahn, sondern auch Sollverläufe für alle Zustands- und Stellgrößen.

Windeinfluß

Das Haupt-Problem bei der Vorausberechnung solcher Sollbahnen ist der nicht genau bekannte und zeitlich veränderliche Wind. Auf den Geradenabschnitten lässt sich die Windversetzung durch Einhalten eines Luvwinkels kompensieren, solange wenigstens der örtliche mittlere Wind bekannt ist. Die oben beschriebenen Übergangsbahnen sind Kreissegmente gegenüber dem umgebenden Luftfeld, ihre Fußspur wird aber ebenfalls durch Windversetzung verzerrt. Für die Vorausberechnung des Sollverlaufs von $\Psi(t)$ und $\Phi(t)$ ist die Windversetzung in die Rechnung mit einzubeziehen, vgl. [/Adam 89/](#).

Aus der Messung von V_K (Trägheitsreferenz) und von V_A (Luftdatenrechner) lässt sich zumindest der mittlere Wind in der Umgebung des Flugzeugs schätzen [/Vörsman 84/](#). Wird dieser Wert von allen Flugzeugen, die sich im betreffenden Luftraum befinden, zum Boden übertragen, so kann daraus ein Windfeld berechnet und wieder an die Flugzeuge übermittelt werden (sofern eine Datenverbindung ausreichender Kapazität existiert). Damit ließen sich an Bord auch über einen größeren Bereich die Steuergrößen für eine ortsfeste Flugbahn vorausberechnen.

Begnügt man sich mit der Vorausberechnung der Flugbahn selbst, so erlaubt die ständige, hochgenaue Positionsbestimmung durch GPS eine laufende Korrektur (Regelung) der Windversetzung. Bahnfehler können dann nur noch entstehen, wenn Grenzen (z. B. max. Hängewinkel) erreicht werden.

17.3.4 4D-Bahnregelung

Im folgenden wird eine iterative Bahngenerierung vorgestellt, wie sie in [/Sundermeyer 80/](#) für den Anflugbereich vorgeschlagen wurde. Hierbei wird keine vollständig orts- und zeitfeste Flugbahn angestrebt, sondern nur ein zeitfestes Erreichen des Fixpunktes für den Endanflug.

Bordseitige Bahnberechnung durch Voraussimulation

Die Festlegung einer 4-D-Anflugbahn erfordert

- die Kenntnis der von der Flugsicherung vorgegebenen zeitfesten Wegpunkte, die über Data-Link zum Flugzeug übermittelt werden,
- die Kenntnis der aktuellen Flugzeugposition (Anfangsbedingung der Sollbahn), z. B. aus dem GPS/INS-Bordsystem.

Der erste Schritt einer Bahnberechnung an Bord besteht in der Synthese einer grob genäherten Anflugbahn aus diesen Daten, also eines Polygonzugs durch die vorgeschriebenen Wegpunkte. Im zweiten Schritt wird daraus durch schnelle Voraussimulation entsprechend Kap.[17.3.3](#) die Bahn des Referenzflugzeugs berechnet, bei der alle physikalischen Grenzen und Randbedingungen berücksichtigt werden können. Ist die Bahn bis zum interessierenden Fixpunkt berechnet, so kennt man ihre genaue Länge und bei Vorgabe eines operationell üblichen Geschwindigkeitsprofils auch die benötigte Flugzeit. Soll der Zielpunkt in einer festen Sollzeit erreicht werden, kann somit auch der zu erwartende Zeitfehler bestimmt werden. Als nächster Schritt wird die Simulation unter Variation einzelner Einflußgrößen (Geschwindigkeitsprofil, Zwischen-Wegpunkte) so oft wiederholt, bis sich die geforderte Sollflugzeit ergibt. Die jeweilige Einzelrechnung muß dabei so schnell erfolgen, daß die sich laufend ändernden Anfangsbedingungen (das wirkliche Flugzeug bewegt sich ja bereits auf der Anflugbahn) zu keiner sprungartigen Änderung der Einflußgrößen, sondern zu inkrementell kleinen und quasi-stetigen Modifikationen führen.

Durch Voraussimulation im Bordrechner wird in Sekundenbruchteilen vorweggenommen, was anschließend in Echtzeit geschehen soll. Auswirkungen der Änderung einzelner Einflußgrößen auf den Bahnverlauf werden dabei laufend berücksichtigt (z. B. Windversetzung oder Vergrößerung des Kurvenradius beim Kurvenflug infolge Fahrterhöhung). Das Ergebnis dieser repetierend arbeitenden Zeitraffer-Simulation ist dann eine fliegbare, zeitabhängige Sollanflugbahn.

Der zur Sollbahngenerierung einzusetzende Regler des Referenzflugzeugs hat eine ähnliche Struktur wie ein realer Flugbahnregler. Er besteht aus einer Verbindung von Vorsteuerung und Regelung, die in Abhängigkeit der Bahnfehler umgeschaltet wird. Auch die Auslegung beider Regler ist ähnlich, abgesehen davon, daß man aus Rechenzeitgründen für den Modellregler eine sehr viel gröbere Abtastung als beim wirklichen Regler wählen wird.

Die Solltrajektorie läßt sich nicht endgültig und vollständig vor Beginn des Anfluges berechnen. Da die Fahrt V_A des Flugzeugs geregelt wird, ist die Über-Grund-Geschwindigkeit und damit die Flugdauer vom Wind abhängig, der nicht für den ganzen Anflugbereich bekannt ist und sich zeitlich ändert. Außerdem kann die Verkehrssituation kurzfristig Änderungen erfordern, die eine Anpassung der Solltrajektorie nötig machen.

Die Voraussimulation ist also laufend mit den aktuellen Daten zu wiederholen und an neue Randbedingungen anzupassen. Da bei jeder erneuten Rechnung aus

der Positionsbestimmung gewonnene aktuelle Winddaten vorliegen, kann aber der Windeinfluß berücksichtigt und durch Anpassung der Sollfahrt oder der Sollbahn so eliminiert werden, daß eine feste Ankunftszeit eingehalten wird. Dabei sollten ständige Fahrtänderungen vermieden werden, um die Triebwerksaktivität zu reduzieren. Meistens sind ja nicht alle Wegpunkte zeitfest anzufliegen, sondern beispielsweise nur der letzte Fixpunkt vor dem Endanflug (*outer-marker*).

Eine Regelung der Ankunftszeit durch Modifikation der Bahnlänge ist wesentlich effektiver als durch Fahrtänderung. Hierzu muß allerdings an Bord die Möglichkeit der Verschiebung von Wegpunkten, z. B. innerhalb begrenzter Verfügungsgebiete, gegeben sein. Ein Zahlenbeispiel möge das erläutern: Bei einer Fluggeschwindigkeit von 180 kn beträgt die Flugzeit über 30 NM zehn Minuten. Um eine Zeitdifferenz von 1 Min (10%) über diese Strecke auszugleichen, muß die Fahrt um 18 kn oder die Flugstrecke um 3 NM verändert werden. Da der Geschwindigkeitsbereich in der TMA stark eingeschränkt ist, ist eine Weglängenänderung (*path stretching*) einfacher zu realisieren.

Eine mögliche Strategie zum Zeitausgleich zeigt Bild 17.32. Die ILS-Leitebene wird standardmäßig mit $\Delta\sigma = 45^\circ$ angeschnitten, so daß ein Interceptvorgang entsprechend Bild 17.31a problemlos möglich ist. Davor geschaltet ist ein Standardkreis ($\dot{\chi} = 3^\circ \text{ s}^{-1}$) als Übergang vom Zwischenanflug zum Intercept. Wird der Mittelpunkt dieses Kreises parallel zur Anfluggrundlinie verschoben, so verlängern oder verkürzen sich die Strecken 1 und 4. Dadurch können Zeitfehler beim Überflug des VOR (*approach fix*) ausgeglichen und eine sehr kleine Zeittoleranz am Outer-Marker erreicht werden. Zu diesem Zweck wurden auch verschiedene Verfahren der Auffächerung der Anflugbahn vorgeschlagen, vgl. [/Mensen 04/](#), [/Adam 89/](#).

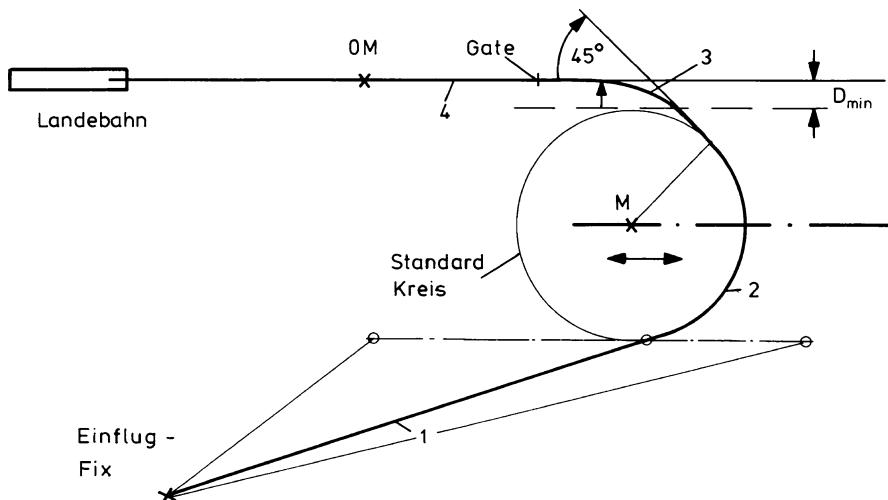


Bild 17.32 Zeitgesteuerter Anflug durch Bahnlängenänderung

Ortsbezogene Bahngenerierung

In /Sundermeyer 80/ wird vorgeschlagen, die Sollbahn durch eine schnelle Simulation mit einem geregelten Referenzflugzeug unter Einhalten der Begrenzungen zu berechnen. Die resultierende Solltrajektorie ist im Sinne von Kap.17.2 als Führungsprozeß für den realen Flugregler einzusetzen. Sie liefert eine laufend aktualisierte, fliegbare Sollbahn einschließlich der Sollverläufe aller Zustandsgrößen ($p_{Kc}, \Phi_c, \chi_c, \sigma_c, V_{Ac}, F_c$), wie sie für eine konfliktfreie Bahnregelung nötig sind, vgl. Bild 17.33.

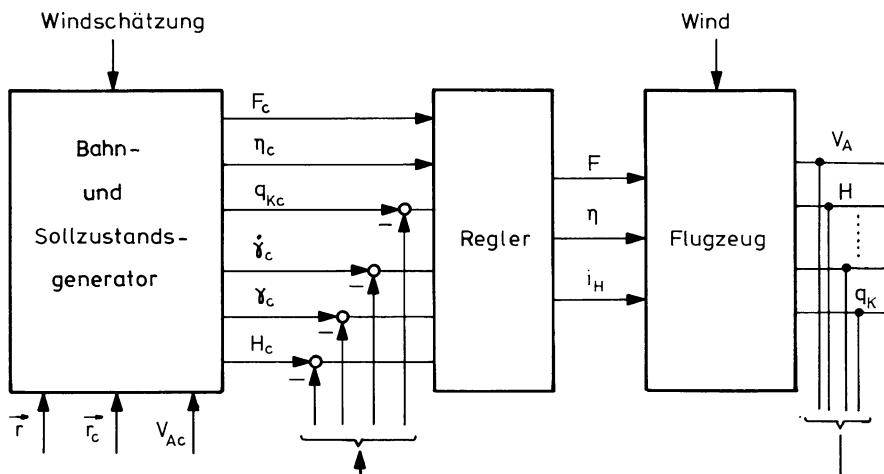


Bild 17.33 Regelungskonzept zur ortsbezogenen vertikalen Bahnführung

Das entspricht einer kombinierten Vorsteuerung und Sollzustandsgenerierung, wie sie in Kap.17.2 behandelt wurde. Im Unterschied zu der dort eingeführten zeitbezogenen Sollwertgenerierung werden hier jedoch die Vorgaben aus einer örtlich festgelegten Flugbahn erzeugt. Bei Kenntnis der Flugzeugposition werden damit dem Flugregler ortsbezogene Sollwerte vorgegeben. Wie in Kap.17.2, so werden auch hier nichtlineare Begrenzungen in die Vorsteuerung (d. h. in das Referenzflugzeug) verlagert, während der Flugregler nur lineare Rückführungen enthält.

17.4 Flugmanagement

Seit den 1970iger Jahren wurden Flugmanagement-Systeme (*flight management system*, FMS) eingeführt, die den Piloten bei Aufgaben der Flugwegplanung, Navigation, Flugoptimierung (Leistungsrechnung) und Flugüberwachung entlasten. Auf Grund der wachsenden Verfügbarkeit von Rechenkapazität an Bord haben diese Systeme immer neue Aufgaben übernommen. Sie liefern Sollwerte und Parameter an den Autopiloten und liegen damit auf der höchsten funktionalen

Hierarchieebene des Bord-Flugführungssystems, vgl. [Bild 1.34](#). Sie bieten dem Piloten über Anzeige- und Eingabeeinheiten einen direkten Dialog. Dadurch bleibt der Pilot auch in dieser Hierarchieebene „im Regelkreis“ eingebunden und wird trotzdem von Routineaufgaben entlastet. Die Einführung von Flugmanagement-Systemen war ein wesentlicher Faktor bei der Reduzierung der Flugzeugbesatzung auf zwei Piloten.

In diesem Abschnitt sollen die Funktionen von Flugmanagement-Systemen kurz charakterisiert werden. Da ihre Entwicklung im Fluß ist, ist ihr Aufgabenbereich noch nicht endgültig abgegrenzt. Das betrifft vor allem die Aufteilung der Aufgaben zur Flugwegplanung zwischen Bord- und Bodensystemen. Wie in [Kap.11.3.5](#) ausgeführt, hängt diese Arbeitsteilung wesentlich von der zukünftigen Verfügbarkeit einer leistungsstarken Datenverbindung zwischen Flugzeugen und Bodenstellen ab. Aus diesem Grunde soll der Aufgabenkomplex des Flugmanagements unabhängig von seiner heutigen gerätetechnischen Realisierung (dazu s. [/Collinson 03/](#)) diskutiert werden, so soll das Grundkonzept herausgearbeitet werden. Dabei wird man feststellen, daß die Bestimmung einer fliegbaren Sollbahn ein „*inverses Problem*“ zur Regelung darstellt. Die Berücksichtigung von Grenzen und äußeren Vorgaben führt zu einer nichtlinearen Problemstellung. Der Wunsch nach Kostenminimierung macht daraus ein Optimierungsproblem.

17.4.1 Flugmanagement-Funktionen

Die Sollwerte für den Autopiloten betreffen die Flugbahnpараметer Fluggeschwindigkeit, Flughöhe und Kurs über Grund. Die Erzeugung dieser Sollwerte ist nach [Bild 1.32](#) bis [1.34](#) Aufgabe der obersten bordgebundenen Hierarchieebene der Flugführung, die ursprünglich vom Piloten wahrgenommen wird. Durch Einführung von Flugmanagement-Systemen wird auch diese Flugführungsebene automatisiert. Das betrifft nicht nur das Fliegen im Flughafennahmbereich, sondern den gesamten Flug vom Start bis zur Landung.

Der Flug von einem Flughafen zum anderen setzt sich aus einer Reihe von Segmenten (*legs*) zusammen, die wie folgt charakterisiert sind:

- Start und Startsteigflug,
- Steigflug auf eine vorgegebene Höhe (*climb*) mit vorgegebenem Steuerkurs oder auf einer *standard instrument departure route* (SID, vgl. [Kap.11.3.2](#)),
- Reiseflugstrecken (*cruise*) auf Standard-Flugrouten oder zwischen vorher definierten Wegpunkten bei optimalem Verlauf von Flughöhe und -geschwindigkeit oder nach Vorgaben für Flugfläche und Machzahl,
- Abstieg (*descent*) zum Flughafennahmbereich (*terminal manoevering area, TMA*) mit Anflug auf ein „*entry-fix*“ und evtl. Warteflugverfahren, vgl. [Kap.11.3.2](#),
- Flug in der Kontrollzone nach Standard-Anflugverfahren (*standard arrival routes, STAR*) oder mit Radarführung zum *metering fix*, vgl. [Kap.11.3.3](#),
- Anflug zur Anfluggrundlinie (ILS-Localizer) und Endanflug, vgl. [Kap.11.3.4](#).

Mit Hilfe eines Flugmanagement-Systems können alle diese Flugabschnitte geplant und vorherberechnet werden. Vorgegebene Wegpunkte werden entsprechend Kap.17.3 durch optimale Bahnsegmente miteinander verbunden. Ist die Flugbahn festgelegt, so übernimmt das FMS die Steuerung für das genaue Abfliegen der Flugabschnitte.

Die Funktionen des Flugmanagement-Systems sind wie die des Autopiloten aufgeteilt in die vertikale Bahnführung (Fahrt und Höhe), die wesentlich durch Flugleistungsgesichtspunkte bestimmt ist, und die laterale Bahnführung, die hauptsächlich vom beabsichtigten Flugweg und von Vorgaben der Bodenkontrollstellen abhängt. Ein Flugmanagement-System besteht aus mehreren Elementen, die folgende Funktionen übernehmen:

1. Flugplan: Aufstellung eines Gesamtflugplans vom Start bis zur Landung nach Eingabe von Wegpunkten, Standard-Segmenten, Wind usw. mit Vorausberechnung von Treibstoffverbrauch und Ankunftszeiten.
2. Navigation: laufende Bestimmung von Flugzeugposition, Geschwindigkeit und Höhe, Ablagen von der Sollflugbahn, relative Position zu Funkstationen, Anwahl der Funkstationen.
3. Schnittstelle zum Piloten: Rechnerterminal (*control and display unit, CDU*) zur Eingabe und Anzeige von Daten, zusätzliche Anzeige von Flugplan, -situation, Wind usw. auf dem Zentraldisplay (EFIS).
4. Flugleistungsrechnung: Berechnen aktueller Werte von Flugzeugmasse, maximalem Schub, konfigurationsabhängigem Widerstand, optimaler (maximaler, minimaler) Höhe und Fluggeschwindigkeit, Überwachung von Grenzen mit Hilfe der gespeicherten Datenbasis.
5. Vorausrechnung: Generieren einer 4D-Bahn mit Hilfe einer vereinfachten Flugzeugsimulation, Berechnen von Treibstoffverbrauch und -reserve, von Geschwindigkeit, Höhe und Zeit beim Überflug jedes Wegpunktes. Aktualisieren der Bahn bei neuen Randbedingungen oder neuen Vorgaben.
6. Regelung: Vorgabe von Sollwerten an den Autopiloten auf Grund der berechneten und vom Piloten akzeptierten Flugbahn, Wahl der Autopiloten-Betriebsarten u. a.

Da das FMS zunehmend sicherheitsrelevante Funktionen übernimmt und damit unverzichtbar wird, steigen auch hier die Anforderungen an die Zuverlässigkeit, so daß eine Verdopplung standardmäßig vorgesehen ist. Trotzdem wird eine Trennung vom Autopiloten beibehalten, denn dieser unterliegt anderen Sicherheitsanforderungen (z. B. bei automatischer Landung) und der Pilot muß einen direkten Eingriff auf die Autopilotenebene entsprechend den Ausführungen zu Bild 10.27 behalten.

Die Berechnung des gesamten Flugablaufs besteht aus sich wiederholenden Bahnsegmenten, die als Standardelemente bereitgestellt werden. Diese betreffen ähnlich wie beim Autopiloten Manöver für den Steigflug bis zu einer vorgewählten Höhe oder Anflugmanöver auf eine neue Sollstandlinie (VOR-Radial), Beschleunigungs- und Verzögerungsphasen, Begrenzung von Fahrt oder Höhe, Warteschleifen, Parallelflug zu einem Radial in festem Abstand (*lateral offset*, beispielsweise für Überholmanöver) usw. Teilabschnitte des Fluges werden aus solchen Segmenten

zusammengesetzt und zur Flugwegplanung vorausberechnet. Beispielsweise wird aus der Vorausrechnung des Flugabschnittes von der Reiseflughöhe bis zur Landung der Beginn des Abstiegs (*top of descent*) bestimmt.

Die vom FMS berechneten Bahnen bestehen aus Geradenabschnitten, Standardkurven oder stetiger Änderung der Bahnpараметер ($\dot{H} = \text{const}$, $\dot{\Psi} = \text{const}$ oder $\dot{V}_A = \text{const}$). Eine solche 3-D-Bahnführung, z. B. optimiert für minimalen Treibstoffverbrauch, kann zusätzliche Anforderungen des kontrollierten Luftraumes erfüllen, wenn die Flugzeit als weitere Regelgröße verwendet wird. Eine direkte Beeinflussung der Ankunftszeit und ihre Anpassung an die Forderungen des Verkehrsflusses helfen beim Abbau von Verzögerungen. Dieses 4-D-Flugmanagement wird durch Schließen des Regelkreises über Autopilot und Autothrottle erreicht (vgl. Kap. 17.3.4). Voraussetzung ist allerdings eine gewisse Flexibilität bei Bahnführung und Ankunftszeit, damit Störungen durch Verkehr und Wind ausgeregelt werden können /Collinson 03/. Für die Zukunft erscheint auch die Vorgabe stetig gekrümmter 4D-Bahnen möglich. Voraussetzung dafür ist eine genauere Sollbahnberechnung und eine Weiterentwicklung der Autopiloten im Sinne von Kap. 17.1 und 17.2.

17.4.2 Flugmanagementaufgaben aus der Sicht der Flugregelung

In allen bisherigen Kapiteln dieses Buches wurde stillschweigend vorausgesetzt, daß irgendein höheres Wesen (letztlich der Pilot) Vorgaben für eine unter flugmechanischen und verkehrstechnischen Gesichtspunkten fliegbare Bahn macht in der Weise, daß Güteforderungen erfüllt und Grenzen eingehalten werden. Enthält das Flugführungssystem (charakterisiert durch den Vorwärtszweig von Bild 1.32) wenig Intelligenz und wenig Information über den Prozeß der Flugzeugbewegung, besteht es also z. B. aus P- oder PI-Reglern, so muß die Rückführung aller Zustandsgrößen dafür sorgen, daß die gewünschte Dynamik erzeugt wird und die Grenzen (Beschleunigung, Lage usw.) eingehalten werden. Das intelligente Wesen an Bord (also der Pilot) hat dafür zu sorgen, daß trotz teilweise unscharfer Vorgaben für den Flugregler doch ein „optimaler“ Flugablauf resultiert.

Je intelligenter der Vorwärtszweig des Flugführungssystems wird, desto genauer ist die Flugaufgabe und ihre Durchführung definiert. Um so besser ist sie zu erfüllen und um so weniger wird dafür die Rückführung herangezogen. Die Vorsteuerung ist so aufzubauen, daß jeder ihrer Abschnitte ein inverses Modell des entsprechenden Freiheitsgrades der Strecke ist, wie in Kap. 17.2 ausgeführt. Ein anschauliches Beispiel dafür ist die in Kap. 17.1.2 behandelte Schubvorsteuerung, die auf der Invertierung der X-Kraft-Gleichung basiert. Dadurch wird den Gegebenheiten der Strecke (der Flugphysik) Rechnung getragen. Gleichzeitig sind in jeder Hierarchieebene die entsprechenden Güteforderungen und Begrenzungen zu berücksichtigen. Diese sind:

1. Flugaufgabe, Zeitvorgaben,
2. Einschränkungen des Luftraumes, übriger Verkehr, Wetterbedingungen, Vorgaben der Flugsicherung,
3. Optimierung des Fluges, Treibstoffverbrauch, Pünktlichkeit, Lärmschutz,

4. Führungsgenauigkeit, Passagierkomfort (u. a. Kurvenkoordinierung),
5. dynamisches Verhalten, Überschwingen von Zustandsgrößen, Beschleunigung,
6. Stellaktivität, Schubruhe.

Nun ist die Frage zu beantworten, wie eine Sollbahn zustandekommt, die alle diese Forderungen erfüllt. Dabei muß man „von oben nach unten“ aus der übergeordneten Flugaufgabe den einzelnen Führungsprozeß entwickeln. Dieses ist ein Entscheidungsprozeß, bei dem aus dem globalen Ziel schrittweise die einzelne Steueraktion abgeleitet wird. Er läßt sich durch folgende Ebenen charakterisieren:

1. Definition der Flugaufgabe, z. B. Transport von Passagieren und Fracht mit festem Abflugtermin zu einem vorgegebenen Zielflughafen.
2. Festlegung des Gesamtflugplans mit Abflug- und Anflugverfahren, der zu überliegenden Wegpunkte (Funkfeuer), der Flughöhe und Reisefluggeschwindigkeit und der Bestimmung von Treibstoffbedarf und Zeitplan.
3. Definition der Randbedingungen für den aktuellen Flugabschnitt wie Start, Steigen zur Reiseflughöhe, Reiseflug, Anflug auf die TMA, Warteflug, Anflug zum Flughafen, Endanflug und Landung.
4. Festlegung eines einzelnen Bahnabschnitts wie horizontaler Geradeausflug, gerader Steig/Sinkflug, Kursänderung, Höhenänderung, Fahrtänderung (Steuerung des Positionsvektors).
5. Definition von Bahnelementen wie vertikale/horizontale Bahnänderung, Kurvenflug, Stabilisierung der Fluggeschwindigkeit (Steuerung des Geschwindigkeitsvektors).
6. Vorgabe und Stabilisierung der Flugzeuglage und des aerodynamischen Strömungszustandes als Steuergröße für eine Bahnänderung.
7. Vorgabe von Drehgeschwindigkeiten, daraus Ermittlung der notwendigen Steuerausschläge.

Diese Hierarchie von Aufgabendefinitionen ähnelt der einer Kaskadenregelung. Die Punkte 2 bis 7 wurden schon in [Kap.1.5.6](#) an Hand von [Bild 1.32](#) diskutiert. Sie entsprechen in umgekehrter Reihenfolge der Reaktion eines Flugzeugs auf ein Steuerkommando mit der Wirkungskette:

Steuerausschlag → Drehbeschleunigung → Drehgeschwindigkeit → Lagewinkel/Bahnbeschleunigung → Bahngeschwindigkeitsvektor → Flugbahnverlauf → zeitfestes Bahnbeschleunigung → Bahngeschwindigkeitsvektor → Flugbahnverlauf → zeitfestes Erreichen von Zwischenzielen → Erreichen des Ziels.

Die Definition der Flugaufgabe stellt demnach ein „inverses Problem“ zu ihrer Ausführung, also zur Flugzeugsteuerung dar. Im Vorwärtszweig von [Bild 1.32](#) werden die Zustandsgrößen in umgekehrter Reihenfolge durchlaufen wie im Prozeßmodell der [Bilder 7.5](#) und [7.6](#). Jeder der obengenannten Abschnitte der Wirkungskette stellt sozusagen die Invertierung eines Freiheitsgrades des Prozesses dar.

Das bei der Planung und Generierung einer Sollbahn zu lösende Problem läßt sich durch drei Fragen charakterisieren. Die erste lautet:

- Welche Flugbahn führt zur besten Erfüllung der Flugaufgabe unter Berücksichtigung aller Randbedingungen und Begrenzungen?

Die zugehörige Funktion wurde oben als „Führungsgrößengenerator“ bezeichnet. Kann diese Sollflugbahn eindeutig bestimmt werden und sind alle Randbedingungen bekannt, so läßt sich das Flugzeug durch eine reine Steuerung führen.

Die zweite Frage lautet:

- Welche Verläufe aller Zustandsgrößen sind dieser Flugbahn zugeordnet?

Sie betrifft nicht nur die Flugphysik sondern beinhaltet auch die Wunschvorstellungen nach einem für Pilot und Passagiere angenehmen Flugverhalten. Da hierdurch die Flugbahn mitbestimmt wird, ist sie direkt mit der ersten Frage verbunden. Ihre Lösung wurde oben mit dem Begriff „Sollzustandsgenerierung“ belegt. Sie entspricht weitgehend dem Konzept des Modells einer Modellfolgeregelung. Sie wird in [Kap.18.3](#) wieder aufgegriffen, wo es darum geht, den Führungskommandos des Piloten mit vorgegebenem Modellverhalten zu folgen.

Die dritte Frage lautet schließlich:

- Welche Steuerstrategie führt zur genauen Realisierung dieser Flugbahn bei vorgegebenem Wunschverhalten für das Flugzeug?

Ihre Beantwortung ist Aufgabe der Reglerauslegung, wie sie in den [Kap.14](#) bis [16](#) dargestellt wurde. Dabei ergab sich, daß der Regler sehr wirkungsvoll durch eine Vorsteuerung unterstützt wird.

Alle drei Fragen sind schließlich gemeinsam unter Kostengesichtspunkten zu optimieren. Bild [17.34](#) veranschaulicht den mit diesen drei Fragen verbundenen Entscheidungsprozeß, der dem in [Kap.17.2](#) entwickelten Systemaufbau entspricht. Es verdeutlicht, daß alle drei Fragen eine Invertierung des Prozesses beinhalten, unabhängig davon, ob diese Invertierung tatsächlich ausgeführt oder durch andere Maßnahmen ersetzt wird.

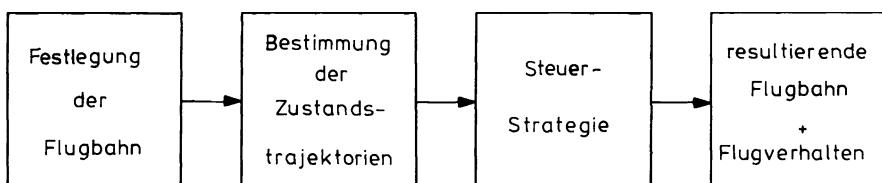


Bild 17.34 Entscheidungsfolge bei der Durchführung einer Flugaufgabe

17.4.3 Entwicklungsprobleme

Für die Festlegung der Flugbahn sowohl in der TMA als auch im Streckenflug ist eine Aufgabenteilung zwischen Flugzeug und Bodenkontrolle, also zwischen Pilot und Lotsen erforderlich und damit auch eine Kommunikation zwischen beiden. Im Streckenflug hat der Pilot noch relativ große Entscheidungsfreiheit in der Gestaltung seiner Flugbahn. Die Zuweisung fester Flugflächen lässt allerdings das Einhalten der (mit der Flugzeugmasse variablen) optimalen Flughöhe nicht immer zu.

Im Nahverkehrsbereich (TMA) wird die Flugbahn weitgehend von Standardrouten und von der Flugsicherung bestimmt. Das derzeitige Verfahren der Verkehrsflüfführung in der TMA besteht immer noch in der direkten Führung durch den Fluglotsen, vgl. [Kap.11.3.3](#). Dieser ermittelt aus der Radarüberwachung der Flugzeuge im Anflugbereich (evtl. mit Unterstützung durch einen Bodenrechner) Sollbahnen für die einzelnen Flugzeuge und übermittelt diese als Radarvektoren über Sprechfunk (*radar vectoring*). Der Pilot führt die Einzelanweisungen der Fluglotsen eine nach der anderen manuell oder mit Hilfe des Autopiloten durch, ohne einen Überblick über den zukünftigen Bahnverlauf zu haben.

Es gibt seit langem Ansätze, den Piloten besser über den zukünftigen Bahnverlauf zu informieren und ihn stärker an der Gestaltung und Optimierung solcher Anflugbahnen zu beteiligen ([Sundermeyer 81](#)). Voraussetzung dafür ist ein leistungsfähiger Bordrechner und die Anzeige von Flugzeugposition und Sollflugbahn auf einem Kartendisplay im Cockpit. Beides ist in heutigen Flugführungssystemen verfügbar. Aus den Zeitvorgaben der Flugsicherung für den Überflug bestimmter Wegpunkte lässt sich bordautonom eine orts- und zeitfeste Sollbahn (4D-Bahn) planen, vorausberechnen, und sowohl dem Autopiloten vorgeben als auch dem Piloten anzeigen.

Die Vor- und Nachteile einer bodengebundenen oder bordautonomen Bahngenerierung lassen sich wie folgt charakterisieren:

Bodenführung: Am Boden steht ausführliche Information über die Verkehrssituation, über Windverhältnisse, Wetter und atmosphärische Bedingungen zur Verfügung. Dagegen sind die Daten über das einzelne Flugzeug begrenzt, eine Bahnvorausrechnung ist deshalb und wegen der Vielzahl der beteiligten Flugzeuge nur mit stark vereinfachten Modellen möglich. Die Übertragung ausführlicher Bahndaten zum Flugzeug erzeugt erhebliche Probleme des Datentransfers (s. o.).

4D-Führung an Bord: An Bord steht ausführliche Information über das Flugzeug zur Verfügung, so dass eine genaue Vorausberechnung der Flugbahn und eine leistungs- und kostenmäßige Optimierung des Flugablaufs möglich ist. Dagegen ist die Information über Wind- und Verkehrssituation eingeschränkt. Mit dem FMS kann aber ein ausführlicher Flugplan erstellt werden, der laufend auf Grund veränderter Randbedingungen (Wind, Verkehrslage, Anweisungen der Flugsicherung) aktualisiert wird. Veröffentlichte Standardverfahren können ohne Bodenhilfe zeitgenau abgeflogen werden.

Der für eine Sollbahnberechnung erforderliche Aufwand hängt stark vom Anwendungsfall ab. Zur Optimierung von Verkehrsflüffstrategien der Flugsicherung genügt es, eine synthetische Bahnberechnung durch Aneinanderfügen von Geraden

und Kreisbögen vorzunehmen. Die Bewegung des Flugzeugs im Raum kann dann auf die Bewegung eines Massepunktes reduziert werden. Hält man die Fluggeschwindigkeit im Anflugbereich konstant, so läßt sich bei vorgegebener Weglänge die Sollflugzeit und daraus die Ankunft am Outer-Marker einfach abschätzen, um daraus z. B. die Reihenfolge der Flugzeuge festzulegen. Die aus dieser rechnerischen Synthese entstandenen Flugbahnen sind nicht exakt nachfliegbare, für die Steuerung des Verkehrs sind sie trotzdem ausreichend.

Als Solltrajektorie zur 4D-Führung des einzelnen Flugzeugs sind diese Sollbahnen noch nicht geeignet, da sie sprungförmige Flugzustandsänderungen zwischen den geradlinigen und den gekrümmten Bahnabschnitten enthalten. Hierzu ist die genaue Berechnung der zeitabhängigen Sollposition nötig. Das läuft auf die Vorausberechnung der Flugbahn eines „Referenzflugzeugs“ hinaus, zu dem die oben skizzierte Bahnsynthese nur das grobe geometrische Gerüst liefert. Mit Hilfe evtl. vereinfachter Differentialgleichungen wird die Flugzeugbewegung in den drei translatorischen Freiheitsgraden numerisch berechnet, so daß eine realistische zeit- und ortsfeste (4D-)Sollflugbahn entsteht. Für die Führung des echten Flugzeugs nimmt man die jeweils aktuelle Position des Referenzflugzeugs als Sollposition und regelt mit Hilfe des Flugreglers die Abweichungen von der Sollbahn zu null.

Die technischen Voraussetzungen für eine „Integrierte Luftverkehrsführung“ (*integrated air traffic control*, vgl. /Adam 89/) sind an Bord und in zunehmendem Maße auch am Boden vorhanden. Das schwächste Glied in dieser Kette ist die Datenverbindung Bord-Boden-Bord. Zwar steht eine „*Controller Pilot Data Link Communication*“ (CPDLC) vor der Einführung, diese dient jedoch nur der Übertragung von Textnachrichten zur Entlastung des Sprechfunkverkehrs, nicht der direkten Datenübertragung zwischen Boden- und Bordsystemen. Eine verstärkte Koordinierung zwischen den „bordorientierten“ und den „bodenorientierten“ Stellen in Forschung, Entwicklung und Flugbetrieb ist für eine Lösung dieser Probleme notwendig.

Literaturverzeichnis zu Kapitel 17

- Adam, V. (Hrsg.): Integrated air traffic management. DLR-Mitt. 89–23, Braunschweig 1989.
- Adam, V.: Ein Beitrag zu Entwurf, Dimensionierung und Erprobung des Flugführungssystems. Meilensteinbericht zur ZKP-Aufgabe Flugführung, DFVLR, Braunschweig 1977.
- Adam, V.: On-board planning and control of 4D-trajectories in the TMA. In: DLR-Mitt. 89–23, 1989.
- Alles, W., Frieling, R., Röger, W., Sundermeyer, P.: Untersuchungen zur Verbesserung der Bahnführung von Transportflugzeugen im Nahverkehrsbereich durch bordgebundene Maßnahmen der Flugführung. SFB 58-M3, TU Braunschweig 1977.
- Alles, W., König, R. et al.: Untersuchungen technischer Möglichkeiten zur Erhöhung der Sicherheit bei Scherwindanflügen. TB 1257/82, Bodenseewerk, Überlingen 1982.
- Alles, W., Wüst, P.: An integrated AFCS for the „profile mode“. In: AGARD-CP-349, 1983.
- Alles, W.: Untersuchungen zur manuellen, reglergestützten Führung eines Transportflugzeugs auf unkonventionellen Anflugbahnen. Dissertation, TU Braunschweig 1979.
- Bauschat, M., Mönnich, W., Willemsen, D., Looye, G.: Flight Testing Robust Autoland Control Laws. Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Montreal, Canada, 2001.

- Bouwer, G.: Ein robuster digitaler Modellfolgeregel für Hubschrauber. Dissertation, TU Braunschweig 1988.
- Buchholz J.J.: Ungefähr Eins durch Hermes. DLR-IB 111-92/21, Braunschweig 1992.
- Brockhaus, R., Wüst, P.: Open-loop compensation of wind-shear effects in low level flight. AGARD-CP-240, 1978.
- Bruce, K.R.: NASA B737 Flight Test Results of the Total Energy Conrol System. NASA CR-178285, 1987.
- Collinson, R.P.G.: Introduction to avionic systems. Kluwer Academic Publishers, Dordrecht 2003
- Duda, H.: Autopilot design based on the model following control approach. In: Magni, J.-F. et al.: Robust flight control – a design challenge. Springer, Berlin 1997.
- Duda, H., Bouwer, G., Bauschat, J.-M., Hahn, K.-U.: A model following control approach. In: Magni, J.-F. et al.: Robust flight control – a design challenge. Springer, Berlin 1997.
- Hahn, K.-U.: Effect of wind-shear on flight safety. Progress in Aerospace Science S. 225–259, 1989.
- Haverland, M.: Ein lernender Regler für die Flugzeuglängsbewegung. Dissertation, TU Braunschweig 1988.
- Henschel, F.: Determination of flight-tracking controllers using Solheim's pole-shifting method. Z. Flugwiss. Weltraumforsch. 1, S.375–377, 1977.
- Hiesener, S.G.: Konzept einer wissensbasierten Regelung für ein Flugtriebwerk. Dissertation, TU Braunschweig 1993.
- König, R.: Beiträge zur Erhöhung der Flugsicherheit in Windscherungen. Dissertation, TU Braunschweig 1988.
- Joos, H.D., Willemse, D. et al.: Automatisierte Auslegung eines robusten Autopilotensystems. DGLR Jahrestagung, Leipzig 2000.
- Lambregts, A.A.: Vertical Flight Path and Speed Control Autopilot Design Using Total Energy Principles. AIAA Paper 83-2239, August 1983.
- Lambregts, A.A.: Integrated System Design for Flight and Propulsion Control Using Total Energy Principles. AIAA Paper 83-2561, October 1983.
- Lambregts, A.A.: Total Energy Based Flight Control System. United States Patent No. 4,536,834, August 1985.
- Lambregts, A.A.: Fundamentals of Fly-By-Wire Augmented Manual Control. SAE 05WAC-62, 2005.
- Lambregts, A.A., Rademaker, R. Theunissen, E.: A new ecological Primary Flight Display Concept. Paper DASC-4a1, 27th Digital Avionics Systems Conference, October 2008.
- Leyendecker, H.: Die Modellinverse als Element eines Vorgaberegelungssystems für Hubschrauber. In: DFVLR-Mitt. 86–24, 1986.
- Looye, G.: An Integrated Approach to Aircraft Modelling and Flight Control Law Design. Dissertation, TU Delft, 2008.
- Looye, G., Joos, H.-D.: Design of autoland controller functions with multi-objective optimisation. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 29(2), 2006.
- Mensen, H.: Moderne Flugsicherung. Springer, Berlin 2004.
- Niedermeier D., Lambregts, A.A.: Design of an Intuitive Flight Control System. 2nd CEAS European Air and Space Conference, Manchester 2009.
- Redeker, A.: Beiträge zur Verbesserung der Führungsgenauigkeit von Flugreglern. Dissertation, TU Braunschweig 1986.
- Rouwhorst, W. F. J.A., Selier, M.: Robust and Efficient Autopilot Control Laws design. NLR-TP-2001-360, 2001.
- Schänzer, G. (Hrsg.): Sicherheit im Luftverkehr. 4. Braunschweiger Aerospace Symposium, TU und DLR Braunschweig und DGON, Braunschweig 1994.
- Schänzer, G., Böhret, H.: Integrated flight control system for steep approach and short landing. AGARD-CP-137, 1974.
- Sölter, H.: Mehrgrößen-Regelungskonzept für ein Gasturbinentriebwerk. Dissertation, TU Braunschweig 1990.

- Sundermeyer, P., Alles, W.: Die Verwendung von Näherungsmodellen für die Dynamik eines ge- regelten Flugzeugs zur Untersuchung von Fragestellungen der Flugführung. SFB-58-74, TU Braunschweig 1978.
- Sundermeyer, P.: Untersuchungen zur Verlagerung der Pilotentätigkeit auf eine höhere hierarchi- sche Stufe der Flugführung. Dissertation, TU Braunschweig 1980.
- Sundermeyer, P.: Struktur und Funktionsweise eines interaktiven bordseitigen 4-D-Bahnhführungs- systems. SFB-58-Kolloquium, TU Braunschweig 1981.
- Vörsmann, P.: Ein Beitrag zur bordautonomen Windmessung. Dissertation, TU Braunschweig 1984.
- Certification Specifications for All Weather Operation, CS-AWO. European Aviation Safety Agency EASA, Brussels 2003.
 - Criteria for Approving Category I and Category II Landing Minima for FAR 121 operators. Department of Transportation, FAA AC No. 120-29, 25.9.1970, gültig bis 2002.
 - JAR-AWO-131: All Weather Operations. Joint Aviation Authorities Committee, 1996.
 - REAL – Final Technical Report. Industrial and Materials Technologies, BRITE-EURAM III, 2000.

Kapitel 18

Manuelle Führung mit Reglerunterstützung

Bisher wurden Flugregler ausschließlich für sich allein betrachtet, d. h. ohne die Funktion des Piloten zu berücksichtigen. Es wurde angenommen, daß der Pilot über das Reglerbediengerät Sollwerte vorgibt oder, daß diese Vorgaben von einem Flugmanagement-Rechner geliefert werden. Es gibt aber Reglerbetriebsarten, bei denen Pilot und Regler sehr eng zusammenwirken. Diese sind seit der Einführung der Fly-by-Wire-Technik sogar zu Basisbetriebsarten geworden. Wegen der Schnittstellen zwischen Pilot und Regler (Anzeigen, Bedienelemente) und der notwendigen, sorgfältigen Abstimmung zwischen beiden sind solche Betriebsarten technisch aufwendiger als vollautomatische Regler.

Mit Hilfe der heutigen Technologie ist ein vollautomatischer Flug vom Start bis zur Landung möglich. Warum soll oder will der Pilot also noch einen Steuerknüppel in die Hand nehmen? Hat er nicht genug mit dem Flugmanagement, also mit der Planung und der Überwachung des Fluges und aller Bordsysteme zu tun?

Mehrere Gründe sprechen für eine aktive Beteiligung des Piloten an der Flugreglungsaufgabe:

- Trotz extrem niedriger rechnerischer Ausfallwahrscheinlichkeit ist ein Systemausfall nicht auszuschließen. Piloten müssen im Notfall die Führung des Flugzeugs übernehmen und müssen daher stets im Training bleiben.
- Flugmanöver und Flugbahnen sind nur in wenigen Fällen standardisiert (z. B. beim ILS-Anflug). Insbesondere in der TMA sind sie häufigen Änderungen unterworfen. Der Pilot kann hierauf wesentlich flexibler reagieren als ein Automat. Das gilt in verstärktem Maße bei militärischen Flugaufgaben.
- Die heutige Praxis der mündlichen Übermittlung von einzelnen Führungswerten durch den Fluglotsen über Sprechfunk erfordert die aktive Beteiligung des Piloten. Durch manuelle Bahnsteuerung kann er den Anweisungen schneller folgen als durch Umschalten zwischen Reglerbetriebsarten. Auch eine Beteiligung an der Flugbahnplanung kann die Anpassung an unvorhergesehene Situationen erleichtern.

Es gibt grundsätzlich zwei Arten der Pilotenbeteiligung. Sie unterscheiden sich dadurch, daß er entweder die Aufgabe der inneren (rotatorischen) oder der äußeren (translatorischen) Regelschleifen übernimmt.

Im ersten Fall führt der Pilot das Flugzeug rein manuell oder mit Hilfe eines untergeordneten Reglers, z. B. eines Dämpfers oder Basisreglers, und wird bei dieser Aufgabe durch die Anzeige zusätzlicher Information unterstützt. Diese kann die Anzeige von Zustandsgrößen betreffen, die ihm sonst nicht zur Verfügung stehen, wie Anstellwinkel α , Bahnneigungswinkel γ , Energiewinkel γ_E oder Bahnazimut χ . Wenn solche Informationen auf die Windschutzscheibe eingespiegelt werden, sind solche Maßnahmen mit dem Begriff *head-up-display* verknüpft. Hierzu sind aber auch Zustands- oder Überwachungsanzeigen zu zählen, die heute schon fast selbstverständlich sind, wie z. B. Leitstrahlablagen, Radiohöhe über Grund oder der Abstand zur maximalen oder minimalen Fluggeschwindigkeit. Es handelt sich in den meisten Fällen um Information, die durch einen Rechner aufbereitet wurde.

Handelt es sich dabei um Führungsinformation, so spricht man von Flight-Director-Anzeigen. In diesem Fall übernimmt ein Autopilot die Funktion der äußeren Regelschleifen und berechnet die Sollwerte für die inneren Regelschleifen. Diese werden aber nicht einem Regler zugeleitet, sondern als Kommandoanzeige auf den zentralen Cockpit-Instrumenten dargestellt und vom Piloten ausgeführt. Das Zusammenwirken von Pilot und Regler für diesen Fall ist als Blockschaltbild in Bild 18.1a dargestellt. Diese Betriebsart wurde schon in den 1950er Jahren eingeführt, um dem Piloten das Einfliegen auf eine Funkleitebene zu erleichtern. Sie wurde später auf alle Autopilot-Funktionen erweitert und im *Automatic Flight Control System* (AFCS) mit dem Autopiloten zusammengefaßt. Sie stellt heute für den Piloten entweder eine Alternative zum vollautomatischen Flug dar, z. B. bei häufigem Wechsel der Bahn, oder eine Möglichkeit, die Funktion des Autopiloten sehr genau mit Hilfe der Zentralinstrumente zu kontrollieren.

Die umgekehrte Aufgabenteilung wurde zunächst im militärischen Bereich entwickelt unter dem Namen *control stick steering* oder *manoeuvre demand*. Sie wurde später in den zivilen Bereich übertragen mit der Bezeichnung *control wheel steering* (CWS, Boeing 737, 1969). Bei der im Deutschen als „Vorgaberegelung“ bezeichneten Betriebsart übernimmt der Pilot die Aufgabe der Bahnführung und gibt mit Hilfe der primären Bedienelemente die Sollwerte für einen unterlagerten Regler vor, vgl. Bild 18.1b. Ursprünglich wurde aus Sicherheitsgründen die mechanische Verbindung zwischen Bedienelement und Stellsystem (Ruder) über das Steuergestänge beibehalten (im Bild gestrichelt). Die Probleme dieser Anordnung werden aus dem Bild deutlich: das Stellsignal des Reglers muß mechanisch zum Steuernüppelkommando addiert werden. Das ruft natürlich einen Konflikt hervor (z. B. sind Kraft- und Wegverlauf am Steuernüppel nicht koordiniert). Dieser muß durch geschickte Konstruktion der mechanischen Additionsstelle abgemildert werden. Das hat allerdings den Vorteil, daß bei Abschalten des Reglers sofort die mechanische Steuerung zur Verfügung steht. Als Vorgabegrößen wurden zunächst Drehgeschwindigkeiten (p_K, q_K, r_K) oder das Lastvielfache n_z gewählt, später die zusammengesetzte Größe $C^* = f(n_z, q_K, \dot{q}_K)$ und schließlich auch Lagewinkel oder Vertikalgeschwindigkeit.

Erst als ein Übergang zu rein elektrischer Steuerung (*fly-by-wire*) sicherheitsmäßig realisierbar wurde, konnte die Vorgaberegelung voll entwickelt werden, da erst dann eine Führung über die Bedienelemente konfliktfrei möglich wurde. Der

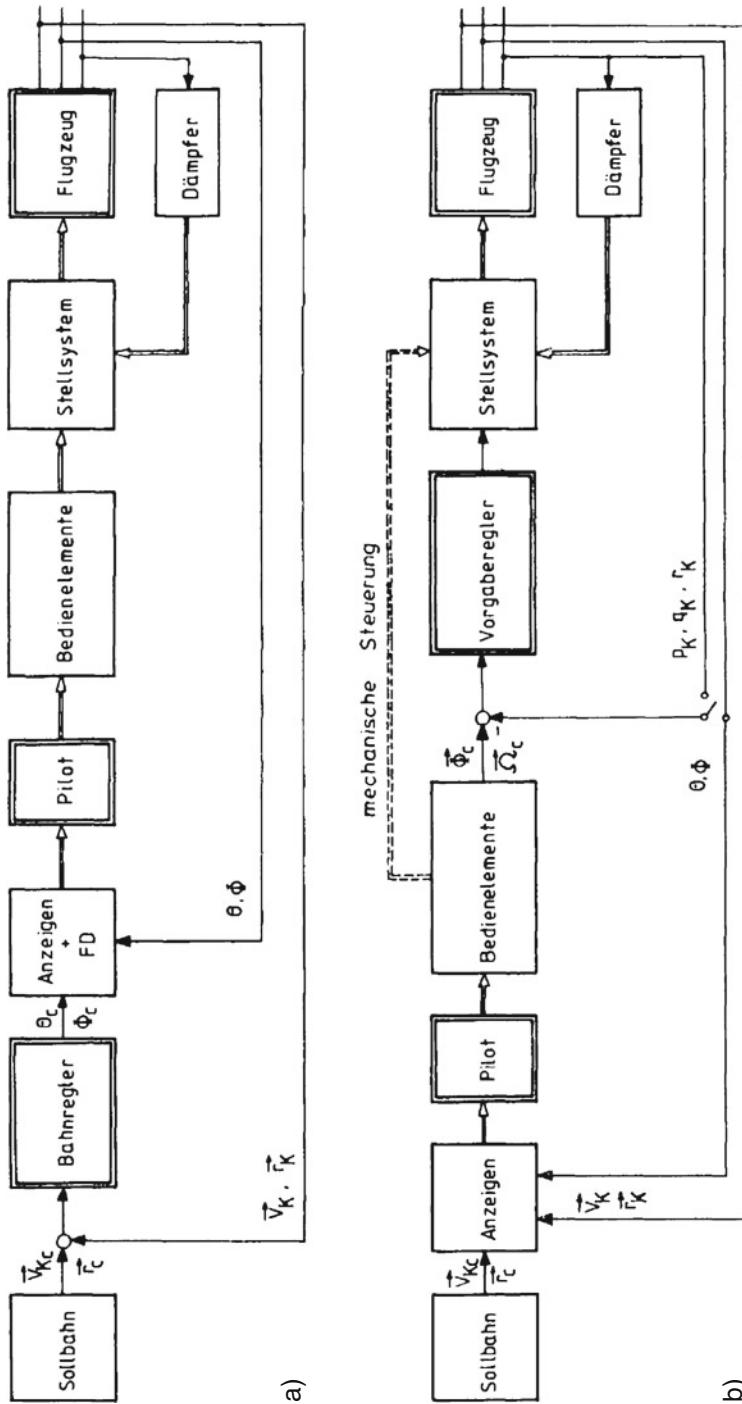


Bild 18.1 Zusammenwirken von Pilot und Regler a) beim Flight-Director-Betrieb, b) bei Vorgabeberegelung

Regler ist jetzt im Vorwärtszweig der Regelschleife angeordnet, so daß er dynamisch relativ frei entworfen und mit größerer Autorität ausgestattet werden kann (vgl. Kap.13.1.1). Der Pilot hat (außer einer Notsteuerung) keine direkte Verbindung zum Stellsystem mehr, er fliegt das Flugzeug sozusagen „durch den Regler hindurch“. Er kommandiert nicht mehr Ruderausschläge, sondern Flugzustandsgrößen.

Nachdem zunächst das mechanische Steuergestänge nur ausgekuppelt wurde und für den Notfall noch zur Verfügung stand (Concorde, MRCA-Tornado), wurde im Airbus A320 erstmals in einem zivilen Transportflugzeug eine Fly-by-Wire-Steuerung realisiert (1987). Diese ist heute zur Basisbetriebsart der meisten Neuentwicklungen im zivilen und militärischen Bereich geworden. Da die direkte Verbindung Pilot-Steuersystem (bis auf eine mechanische Notsteuerung) entfällt, ist die manuelle Steuerung durch eine reglerunterstützte Steuerung ersetzt.

Für den operationellen Einsatz werden in Längs- und Seitenbewegung jeweils Einzelgrößen direkt geführt, wie q_K , n_z , C^* oder r_K , Φ . Im experimentellen Bereich wurde dieses Prinzip zur Modellfolgeregelung ausgebaut mit dem Ziel, Flugzeuge dynamisch so weitgehend zu modifizieren, daß mit ihnen andere Flugzeuge simuliert werden können. Diese Technik der „In-flight-Simulation“ wurde insbesondere in Forschungsprogrammen des DLR ausgebaut (VFW 614-ATTAS, EC 135-FHS), vgl. Kap.18.3.

Schließlich kann der Pilot die gesamte Regelungsaufgabe dem Autopiloten überlassen und selbst die Flugbahnplanung übernehmen. Er wird hierin durch einen Flugmanagement-Rechner unterstützt, der Vorgaben der Bodenkontrolle, Navigations- und Flugleistungsrechnungen auswertet und dem Piloten fliegbare Bahnen „anbietet“. Dieser kann unter Berücksichtigung situationsbedingter Parameter eine optimale Flugbahn auswählen und diese dem Autopiloten vorgeben.

18.1 Anzeigen als Schnittstelle zwischen Pilot und Regler

Der Pilot muß laufend das einwandfreie Arbeiten eines Flugreglers überwachen, insbesondere beim vollautomatischen Betrieb. Dazu muß er Informationen erhalten über

- die sichere Funktion aller Regleruntersysteme bzw. über Teilausfälle im Regler,
- die Stellkommandos, die der Regler erzeugt, d. h. über den Verlauf von Ruder- und Schubdrosselstellung,
- den Flugzustand und den Abstand zu Flugbereichsgrenzen sowie die Ablagen von der Sollflugbahn.

Reglerfunktion und Teilausfälle werden dem Piloten über Betriebsartanzeigen, Warnleuchten und Warnflaggen oder auf einer gesonderten Warnanzeige angezeigt. Um die Stellaktivität des Reglers überwachen zu können, werden (neben der Anzeige der Ruderstellungen auf Instrumenten) Steuernüppel und Schubdrossel vom Regler mitbewegt (bei miniaturisierten Bedienelementen – *sidestick* – wird hierauf

verzichtet). Hieran kann der Pilot sehr genau das Arbeiten des Reglers beobachten und mit den Kommandos vergleichen, die er selbst in der entsprechenden Situation erzeugen würde. Fehlfunktionen kann er dadurch schnell und direkt feststellen und korrigierend eingreifen, bevor der Regler automatisch oder von ihm selbst abgeschaltet wird.

Die endgültige Information über das richtige Arbeiten des Reglers erhält der Pilot aber, indem er die Fluganzeigen beobachtet und feststellt, ob der Flugzustand in einem sicheren Bereich bleibt und Ablagen von der Flugbahn innerhalb vorgegebener Toleranzen liegen. Das wird allerdings schwierig bei Reglerbetriebsarten, die der Pilot selbst nicht ohne zusätzliche Hilfen nachvollziehen kann, wie z. B. beim Anfliegen auf einen Funkleitstrahl mit definierten Krümmungsradien und Annäherungsgeschwindigkeiten. Deshalb ist er hier auf zusätzliche Anzeigen angewiesen.

18.1.1 Standardisierte Zentralanzeigen

Um die wachsende Zahl von Fluganzeigen zu reduzieren, wurden im Laufe der Jahre zentrale Fluginstrumente entwickelt, die eine große Zahl von Anzeigen in sich vereinen. Es handelt sich um den aus dem künstlichen Horizont entwickelten *attitude director indicator* (ADI) und den aus der Radiokompaß-Anzeige entwickelten *horizontal situation indicator* (HSI). Die Bilder 18.2 und 18.3 zeigen als Beispiel für solche elektromechanischen Instrumente die Zentralinstrumente, wie sie ursprünglich im Airbus A300 (1972) eingesetzt wurden. Um diese herum gruppieren sich die

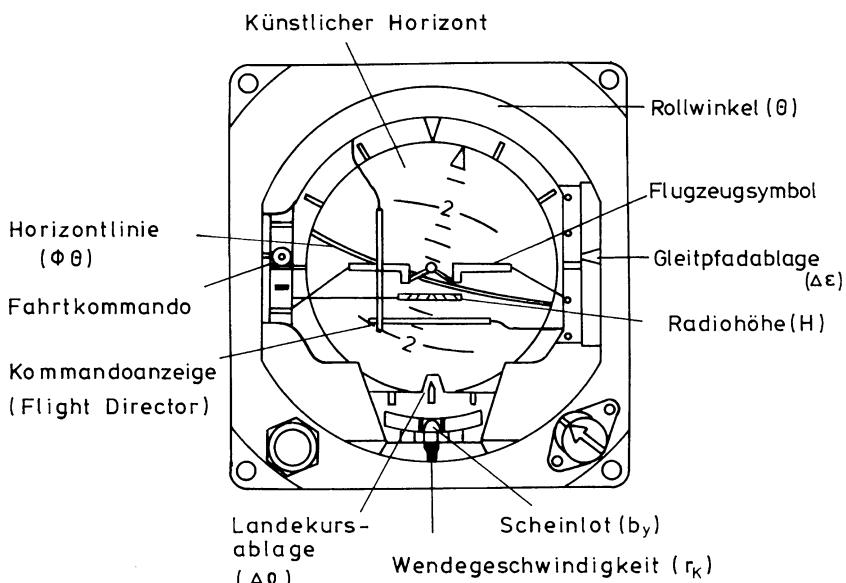


Bild 18.2 Konventionelle Zentralanzeigen: Attitude Director Indicator (Airbus A300B4, 1972)

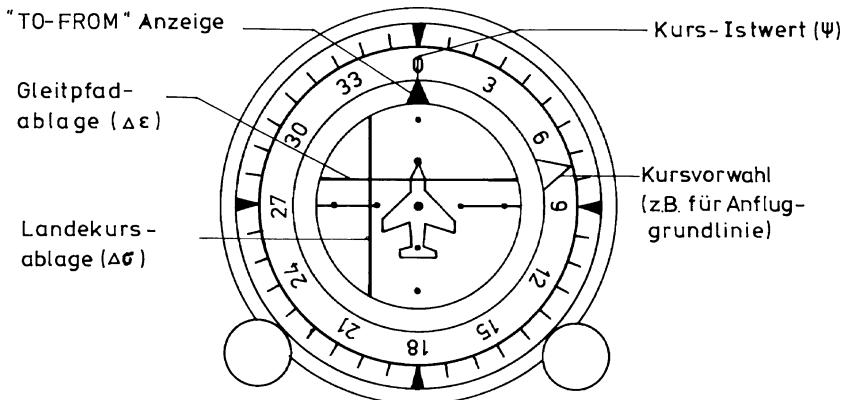


Bild 18.3 Konventionelle Zentralanzeigen: Horizontal Situation Display (Airbus A300B4, 1972)

wichtigsten Einzel-Fluganzeigen für Höhe, Vertikalgeschwindigkeit, Fahrt, Machzahl, Steuerkurs und Richtung zu Funkfeuern (RMI), vgl. hierzu auch [Kap.9](#).

In ADI und HSI sind die für das ILS-Verfahren notwendigen Anzeigen integriert. Der HSI enthält den „Kreuzzeiger“ für die Rohinformation von Standlinien- und Gleitpfadablage; diese Größen werden im ADI als Skalenanzeigen wiederholt. Im ADI befindet sich ein weiterer Kreuzzeiger, der als Kommandoanzeige ausgebildet ist und als Anzeige für den Flight-Director dient.

Die elektromechanischen Zentralinstrumente wurden später durch elektronische Anzeigen ersetzt und erhielten die Bezeichnung *primary flight display* (PFD) und *navigational display* (ND). Sie wurden durch zwei weitere elektronische Anzeigen ergänzt, auf denen Triebwerksdaten und Informationen über den Systemzustand dargestellt werden. Das Anzeigesystem mit zugehörigem Rechner wird als *electronic flight instrument system* (EFIS) bezeichnet. Die Bilder [18.4](#) und [18.5](#) geben solche in Airbus-Flugzeugen eingesetzten Zentralinstrumente wieder. Im Aufbau sind diese den elektromechanischen Instrumenten ähnlich, d. h. sie enthalten die gleichen Grundelemente. Die elektronische Darstellung erlaubt aber eine wesentlich höhere Informationsdichte, so daß eine große Zahl weiterer Daten dargestellt wird, die zur besseren Übersicht farbig gegeneinander abgesetzt sind.

Im *primary flight display* sind um den künstlichen Horizont in Form von Bandskalen die wichtigsten Fluginstrumente wiederholt. Links wird die Fluggeschwindigkeit angezeigt, rechts Höhe und Sinkgeschwindigkeit und unten der Steuerkurs. Durch farbige Markierung oder zusätzliche Bildelemente werden Sollwerte, Istwerte, Maximal- und Minimalwerte markiert. Schließlich ist in der obersten Zeile des Instruments angegeben, welche Betriebsarten von Autopilot, Autothrottle und Flight-Director eingeschaltet sind. Das *navigational display* enthält die Bildelemente des HSI mit der Kompaßrose und dem vorgewählten Kurs. Dem ist eine Kartendarstellung überlagert, die die relative Position von Navigationspunkten nach Richtung und Entfernung zum Flugzeug wiedergibt. Darin ist der vorgewählte Flugweg mit seinen Wegpunkten markiert. Auch das Wetterradar kann eingeblendet

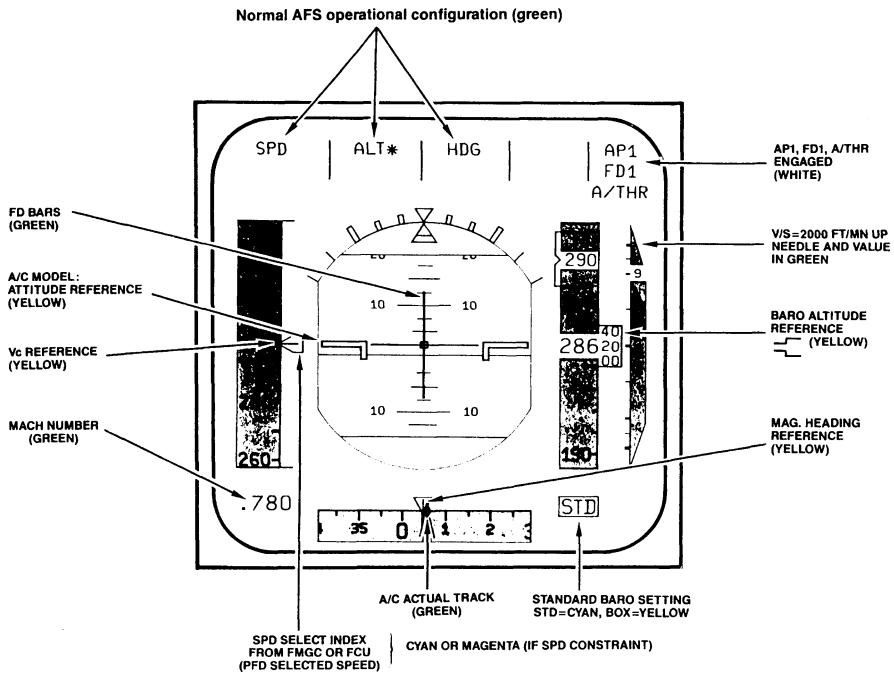


Bild 18.4 Elektronische Zentralanzeigen: Primary Flight Display (Airbus A320, 1987)

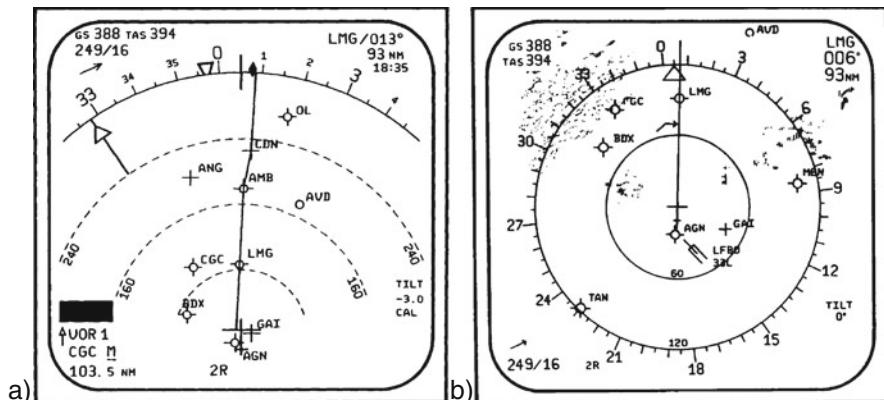


Bild 18.5 Elektronische Zentralanzeigen: Navigational Display (Airbus A320, 1987):
a) Kreisausschnitt (arc mode), b) Kompaßrose (rose mode)

werden. Weitere numerische Anzeigen geben Fluggeschwindigkeit, Grundgeschwindigkeit, Wind nach Größe und Richtung und die angewählten Funkstationen an. Zusätzlich besteht die Wahl zwischen der konventionellen Kreisform und der Darstellung eines in Flugrichtung liegenden Kreissegments.

In schwierigen Flugsituationen, z. B. beim Anflug auf eine Landebahn bei minimaler Sicht, beim Geländefolgeflug oder bei der Zielverfolgung muß der Pilot sowohl die Instrumente als auch die Außensicht laufend beobachten. Es ist dann für ihn sehr belastend, ständig zwischen Anzeigen und Außensicht wechseln zu müssen. Zu den erforderlichen Kopf- und Blickbewegungen tritt erschwerend die Notwendigkeit der Adaption der Augen zwischen dem nahen Anzeigenfeld und dem unendlich fernen und evtl. sehr viel helleren Außenziel. Die daraus resultierenden Verzögerungen wirken sich sehr nachteilig aus.

Zur Erleichterung dieser Pilotenaufgabe wurden elektronische Geräte entwickelt, mit denen Anzeigen auf eine halbdurchlässige Glasscheibe projiziert werden, die vor der Windschutzscheibe angeordnet ist. Diese Geräte werden als *head-up display* (HUD) bezeichnet, das Prinzip zeigt Bild 18.6. Mit Hilfe eines Kollimators wird das Bild der Fluganzeigen ins Unendliche projiziert, so daß die Brennweiten-Anpassung des Auges entfällt. Bei den ersten Geräten wurde das Bild eines künstlichen Horizonts mit dem wahren Horizont zur Deckung gebracht, so daß der Pilot beide gleichzeitig beobachten kann. Später wurden weitere Flug- und Überwachungsanzeigen sowie numerische Angaben für Höhe, Vertikalgeschwindigkeit, Fahrt, Grundgeschwindigkeit, Kurs usw. hinzugefügt. Auch ein Landebahnsymbol läßt sich so dem wahren Landebahnbild überlagern, so daß der Pilot dieses frühzeitig lokalisieren kann und das langsam hervortretende wahre Bild früher und sicherer erkennt. Solche Geräte werden seit den 1960er Jahren im militärischen Bereich eingesetzt und wurden ab 1973 auch in zivile Transportflugzeuge eingeführt.

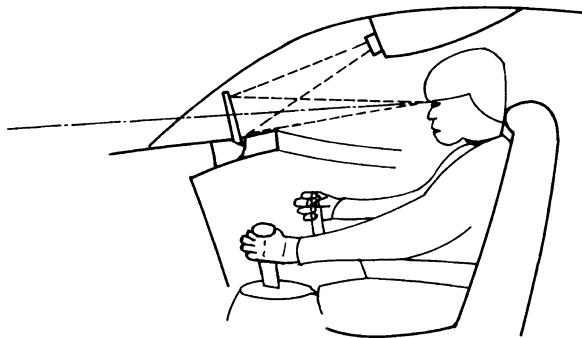


Bild 18.6 Prinzip des Head-up-Displays

Obwohl auf diese Weise nur ein Strichbild mit ausreichender Lichtstärke erzeugt werden kann, werden heute die wichtigsten Anzeigen des Zentralinstruments auf dem Head-up-Display wiederholt. Der Pilot hat somit volle Information über Fahrt, Höhe, Kurs, Flight-Director und weitere Größen direkt im Blickfeld und kann diese gleichzeitig mit der Außensicht verarbeiten. Weiterentwicklungen von Head-up-Displays zeigen dem Piloten zusätzliche Informationen über seine Flugbahn an, um ihm einen rein manuellen Flug ohne Reglerunterstützung zu ermöglichen /*Steen-blik 86/*. Ziel ist dabei, CAT III-Landungen auf Flugplätzen zu erlauben, die nur ein für CAT I zugelassenes ILS haben. Bild 18.7 zeigt als Beispiel eine Anzeige,

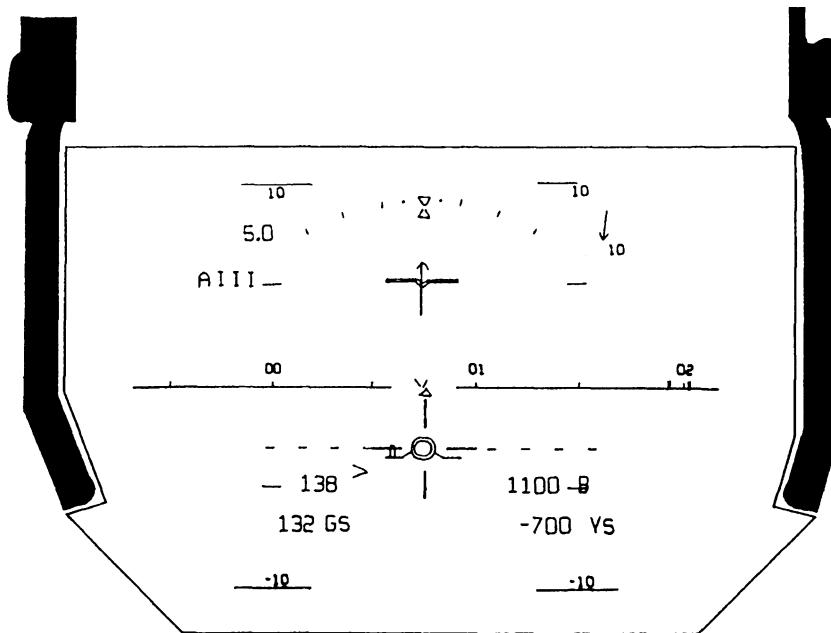


Bild 18.7 Beispiel für eine HUD-Anzeige (aus */Flight Dynamics 91/*)

die schon 1989 für manuelle Anflüge unter CAT III-Bedingungen zugelassen wurde */Flight Dynamics 91/*.

Moderne HUD-Systeme dienen zusätzlich als Anzeige für Systeme zur Erhöhung der Flugsicherheit, wie *Ground Proximity Warning System* (GPWS) und *Traffic Collision Avoidance System* (TCAS), sowie zur Erleichterung der Bahnführung bei Windscherungen. Neuere Entwicklungen haben die Unterstützung des Piloten durch die HUD-Darstellung von Videobildern zum Ziel (*Enhanced Vision Systems* (EVS), *Synthetic Vision Systems* (SVS), *Surface Guidance Systems* (SGS)). Eine detaillierte Darstellung der Einsatzbereiche von HUDs und eine Beschreibung der gerätetechnischen Realisierungen enthält */Collinson 03/*.

18.1.2 Anzeigen für Bahn- und Energiewinkel

In Kap.8.5 wurde ausgeführt, daß Bahnwinkel γ und Bahnazimut χ wichtige Zustandsgrößen und die eigentlichen „Führungsgrößen“ für die Flugbahnsteuerung sind. In Kap.14 und 16.3 ergab sich aber, daß statt ihrer oft nur die Lagewinkel Θ und Ψ für Regelungszwecke zur Verfügung stehen. Dann wird die Bahnregelung windabhängig und muß mit Hilfe übergeordneter Zustandsgrößen (Positionsgrößen) korrigiert werden. Bei den Fluganzeigen liegt die gleiche Situation vor: aus Meßbarkeitsgründen werden meist nur die Lagewinkel Φ , Θ (künstlicher Horizont) und Ψ (Kompaß) angezeigt. Dadurch fehlen dem Piloten wichtige Zustandsgrößen,

die er zwar im Sichtflug teilweise generieren („beobachten“) kann, die er aber im Blindflug aus Positionsgrößen (z. B. Leitstrahlablagen) indirekt ermitteln muß. Insbesondere bei starkem Wind ist die Verwendung der Ersatzgrößen Θ und Ψ als Bahn-Führungsgrößen problematisch und erschwert das Fliegen gekrümmter Bahnen und präziser Anflugbahnen. Die Einführung von Trägheitsreferenz-Systemen (IRS) erlaubt die Berechnung von γ und χ mit ausreichender Genauigkeit, so daß diese für Regelungs- und Anzeigezwecke Verwendung finden.

In Kap.6.2 wurde der Energiewinkel γ_E als Maß für die vorhandene Überschußleistung eingeführt. Nach Gl.6.2.5 gilt

$$\sin \gamma_E = \sin \gamma + \frac{\dot{V}_K}{g}, \quad (18.1.1)$$

woraus folgt, daß bei $\gamma_E < \gamma$ das Flugzeug verzögert wird und umgekehrt. Der Energiewinkel zeigt also an, welche Bahnwinkel eingehalten werden können, ohne, daß sich die Bahngeschwindigkeit ändert. Die Anzeige dieser Größe ist eine wichtige Hilfe für den Piloten zur Beurteilung der Flugsituation, insbesondere bei gekrümmten Flugbahnen und in Windscherung.

In Kap.17.1.6 wurde ausgeführt, daß in variablen Windfeldern (u. a. Windscherung) nicht nur der Energiewinkel, sondern besser noch eine Kombination aus Energie- und Leistungsfehler dem Piloten angezeigt, welche Maßnahmen er für eine sichere Bahnführung zu ergreifen hat. Es wurde in /König 88/ eine entsprechende Anzeige entwickelt und im Simulator erfolgreich getestet.

Schon 1972 wurde von G. Klopfstein ein Head-up-Display vorgeschlagen /Klopfstein 77/, in dem Anstellwinkel, Flugbahn- und Energiewinkel angezeigt wurden, um dem Piloten sichere Landeanflüge ohne ILS-Führung zu ermöglichen. Ein nach dem gleichen Prinzip arbeitendes Head-up-Display wurde 1989 von der FAA für manuelle Landeanflüge im Linienbetrieb nach CAT III zugelassen (50 m Entscheidungshöhe, 210 m Horizontalsicht). Die erreichte Bahngenaugkeit ist mindestens so hoch wie bei automatischen Anflügen.

Die Elemente dieser Anzeige erläutert Bild 18.8. Neben dem Flugzeugsymbol, das wie üblich die Richtung der Flugzeuggängsachse gegenüber dem Horizont, also den Längsneigungswinkel Θ anzeigt, markiert ein zusätzliches Flugbahnsymbol die Richtung des Bahngeschwindigkeitsvektors \vec{V}_K gegenüber dem Horizont, also den Bahnneigungswinkel γ . Der Abstand zwischen beiden Symbolen ist gleich α_K , also bei vernachlässigbarem Vertikalwind gleich dem Anstellwinkel, und kann zu dessen Überwachung dienen.

Da das Flugbahnsymbol die wahre Flugrichtung anzeigt, kann der Pilot mit seiner Hilfe die Flugbahn sehr direkt steuern. Richtet er das Symbol auf ein Flugziel, z. B. die Landebahnschwelle, so befindet er sich unabhängig vom Wind auf dem direkten Wege dorthin. Ein weiteres Symbol markiert relativ zum Steuerkurs den vorgewählten Kurs über Grund und gibt den (bei Abwesenheit von Wind) zu fliegenden Steuerkurs an. Durch seitliche Auslenkung des Flugbahnsymbols könnten zusätzlich Schiebewinkel und Bahnazimut angezeigt werden, wodurch auch die seitliche Bahnführung vom Wind unabhängig würde.

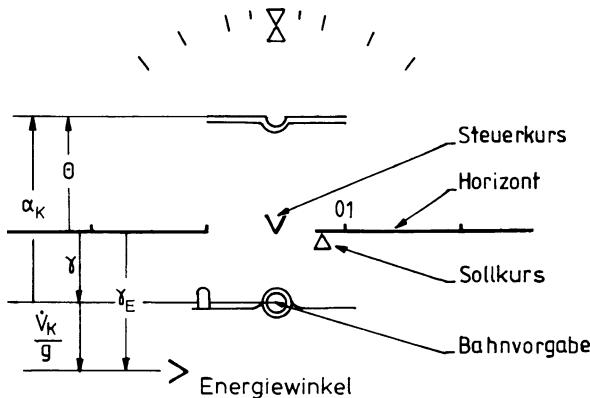


Bild 18.8 HUD-Anzeige mit Bahn- und Energiewinkel (nach *Flight Dynamics 91*)

Eine Marke am linken „Flügel“ des Flugbahnsymbols zeigt Größe und Richtung der Fahrtabweichung vom durch den Piloten gewählten Referenzwert an, in diesem Fall einen Fahrtüberschuß. Ein Pfeil links vom Flugbahnsymbol gibt den Energiewinkel (relativ zum Horizont) an. Sind Pfeil und Flugbahnsymbol auf gleicher Höhe, so ist $\gamma = \gamma_E$ und der Flugzustand ist stationär (unbeschleunigt). Ein Absinken des Pfeils gegenüber dem Flugbahnsymbol zeigt ein Leistungsdefizit an, das durch zusätzlichen Schub ausgeglichen werden kann.

Auch die Bahnvorgaben werden nun nicht mehr als Soll-Längsneigung, sondern als Soll-Bahnwinkel dargestellt, und zwar in Form eines kreisförmigen Führungs-symbols, das der Pilot innerhalb des Flugbahnsymbols zu halten hat. Hierdurch kann neben dem Bahnwinkelsollwert auch eine aufbereitete Führungsinformation dargestellt werden, die dem Piloten erlaubt, präzise Bahnmanöver zu fliegen, wie z. B. das Abtauchen auf den Gleitpfad oder das Abfangen vor dem Aufsetzen. Diese Anzeige stellt eine Weiterentwicklung des Flight-Directors im Sinne eines „Bahn-Directors“ dar. Das Führungssymbol wird auch dazu verwendet, eine Begrenzung (oder im Fall einer Windscherung einen Sollwert) für den Anstellwinkel vorzugeben.

Diese Symbolik für Bahn- und Energiewinkel ist der konventionellen Symbolik überlagert und wird durch weitere, z. T. alphanumerische Informationen ergänzt. Bild 18.9 gibt die Anzeige beim Anflug auf einen ILS-Gleitpfad wieder. Sie enthält u. a. einen Kreuzzeiger, der die Ablage des Flugzeugs vom Leitstrahl als Rohinformation angibt sowie auch ein Landebahnsymbol. Die einzelnen Phasen des Anflugs, z. B. das Überfliegen der Outer-Markers oder das Erreichen der Entscheidungshöhe, werden über die Anzeige angekündigt. Weiterhin werden Warnanzeigen für maximalen Hängewinkel, maximalen Anstellwinkel oder Windscherung eingeblendet. Schließlich wird der Pilot durch Führungsinformationen zum Abfangen und zur Schubreduktion aufgefordert.

Bei Anflügen ohne ILS kann der Pilot den Gleitpfadwinkel vorwählen. Dieser wird als Referenzlinie relativ zum Horizont dargestellt. Bringt er Flugbahnsymbol

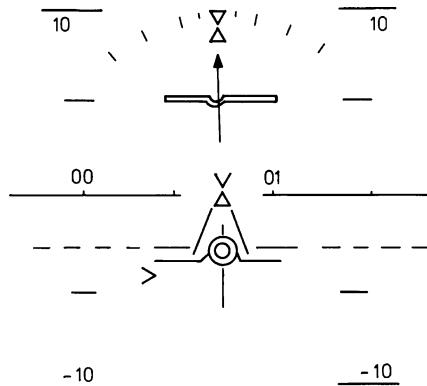


Bild 18.9 HUD-Anzeige beim ILS-Anflug (nach [/Flight Dynamics 91/](#))

und Zielpunkt (Landebahn) mit dieser Gleitpfadreferenz zur Deckung, so befindet er sich genau auf einem fiktiven Gleitpfad mit der vorgewählten Elevationspeilung. Eine Führungsanzeige bietet ihm auch hier eine Hilfe für das Abfangen.

18.1.3 Flight-Director Prinzip

Im Primary Flight Display (PFD) und im Navigational Display (ND) sind die für das ILS-Landeverfahren notwendigen Anzeigen integriert. Das ND enthält den „Kreuzzeiger“ für Standlinien- und Gleitpfadablage. Diese Größen werden im PFD als Skalenanzeigen wiederholt. Im PFD befindet sich ein weiterer Kreuzzeiger, der als Kommandoanzeige ausgebildet ist (*flight director*).

In der in Bild 18.2 gezeigten Stellung enthält die Kommandoanzeige die Information: „fliege weiter links“ und „fliege tiefer“, um auf die Sollflugbahn zu kommen. Der Pilot ist aber genauso wenig wie ein Regler in der Lage, mit Hilfe des Regelfehlersignals allein die Sollbahn weich und ohne Überschwingen zu erreichen. Er hat zwar die Möglichkeit, aus der Zeigerbewegung die Änderungsgeschwindigkeit des Regelfehlers zu bestimmen, d. h. zu differenzieren, trotzdem muß er weitere Zustandsgrößen heranziehen, um das Flugzeug mit gewünschtem dynamischem Verhalten zu steuern. Für den Anflug auf eine Sollstandlinie muß er beispielsweise wie der Regler ein Regelgesetz bilden:

$$\delta_\xi = k_\rho \Delta\rho + k_\Psi \Delta\Psi + k_\Phi \Phi + k_p p_K \quad (18.1.2)$$

und muß dazu alle diesbezüglichen Anzeigen beobachten. Um die Aufgabe des Piloten zu erleichtern, hat man zuerst den Ausschlag a des Kreuzzeigers proportional der Summe aus Regelfehler und dessen zeitlicher Ableitung gemacht, also für die Seitenbewegung

$$a \sim \Delta\rho + T \Delta\dot{\rho} . \quad (18.1.3)$$

Damit erhält die Anzeige eine Vorhersagetendenz (*quicken*). Die Anzeige bleibt auf null, solange die Annäherungsgeschwindigkeit an die Standlinie proportional der Ablage ist, wenn also der Pilot das Flugzeug auf einer Bahn an die Standlinie heranführt, die einer Exponentialfunktion entspricht.

Eine weitere Arbeitserleichterung wird erreicht, wenn man dem Piloten genau das Kommando anzeigt, das er ausführen muß, um eine vorgegebene Bahn zu fliegen. Er ist dann nur noch ausführendes Organ mit der Funktion eines Folgereglers, während das Flugbahnanhalten von dem Rechner festgelegt wird, der die Anzeige erzeugt. Wählt man für den Anflug auf eine Standlinie das Anzeigegesetz

$$a = k_\rho \Delta \rho + k_\psi \Delta \Psi \quad (18.1.4)$$

und setzt dieses in die Reglergleichung 18.1.2 ein, so muß der Pilot das Regelgesetz bilden

$$\delta_\xi = k_1 a + k_\phi \Phi + k_p p_K . \quad (18.1.5)$$

Hierzu braucht er nur noch zwei Anzeigen zu beobachten, nämlich den Kreuzzeiger und den künstlichen Horizont. Wie bei dem in Bild 16.20 gezeigten Regler ist auch hier das von den „äußeren Regelschleifen“ erzeugte Kommandosignal a proportional dem geforderten Hängewinkel Φ_c , denn Gl.18.1.5 lässt sich mit $k_1 a = -k_\phi \Phi_c$ auch schreiben

$$\delta_\xi = k_\phi (\Phi - \Phi_c) + k_p p_K . \quad (18.1.6)$$

Dieses Flight-Director-Gesetz lässt sich entsprechend dem Regelgesetz für die äußeren Regelschleifen von Bild 16.23 durch Einfügen weiterer Filterfunktionen und Begrenzungen verfeinern.

Sind nun die Gesetze für die Kommandoanzeige und für die äußeren Schleifen des Flugreglers gleich, so ist es konsequent, den Flight-Director und den Basisregler mit den gleichen Signalen anzusteuern. Dann kann der Flight-Director nicht nur für den Anflug auf eine Standlinie, sondern auch für Flugmanöver eingesetzt werden, die anderen Betriebsarten des Reglers entsprechen. In heutigen Flugführungssystemen hat daher der Flight-Director weitgehend die gleichen Betriebsarten wie das Flugregelungssystem.

Dadurch hat der Pilot jederzeit die Wahlmöglichkeit, entweder automatisch oder manuell mit Unterstützung durch den Flight-Director zu fliegen. Im automatischen Betrieb erhält er zusätzlich die Möglichkeit, durch Beobachten der Kommandoanzeigen den richtigen Ablauf der Regelvorgänge zu überwachen. Die Integration von Flugregler und Flight-Director zu einem einheitlichen Flugführungssystem bildet heute die Grundlage für die Kommunikation zwischen Pilot und Regler bei der Flugbahnhörung.

18.2 Vorgaberegelung

Dieses Unterkapitel beschreibt Grundprinzipien der Vorgaberegelung und gibt Beispiele für den Entwurf und die Realisierung anhand von Technologiearbeiten der Firmen Dornier und MBB.

18.2.1 Grundprinzipien

Rechnergestützte Flugsteuerung

Die Regelungsaufgaben der Flugführung, wie sie in Bild 1.32 skizziert wurden, können automatisch oder manuell erfüllt werden, vgl. auch Bild 18.1. Anzustreben ist eine Aufteilung, die den jeweiligen Fähigkeiten von Mensch und Maschine angemessen ist. Die größte Freiheit bei dieser Aufteilung hat man, wenn die mechanische Verbindung zwischen den Bedienelementen und den Steuerflächen durch eine elektrische Signalverarbeitung (Fly-by-Wire) ersetzt wird. Eine solche rechnergestützte Flugsteuerung wird als „Vorgaberegelung“ bezeichnet ([Adam Al 94](#)).

Durch eine Vorgaberegelung sind die Flugeigenschaften leicht zu beeinflussen, der Pilot kann von untergeordneten Tätigkeiten wie Stabilisierung und Entkopplung der einzelnen Freiheitsgrade entlastet werden und sich intensiver übergeordneten Aufgaben zuwenden. Hierdurch wird eine Erhöhung der Sicherheit erzielt. Darüber hinaus können unterschiedliche Flugzeuge auf vergleichbare Flugeigenschaften ausgelegt werden. Dadurch wird den Piloten ein Übergang von einem Flugzeugtyp auf den anderen erleichtert und es können Ausbildungskosten in erheblichem Umfang eingespart werden. Diese Gleichartigkeit wird als *handling commonality* bezeichnet und wurde bei der Airbus-Flugzeugfamilie mit Fly-by-Wire-Steuerung realisiert.

Auch Maßnahmen zur Steigerung der Flugleistungen auf Kosten der natürlichen Flugeigenschaften (z. B. bei statisch instabil ausgelegten Kampfflugzeugen) sind mit Vorgaberegelung leichter realisierbar. Wegen der höheren Reglerwirksamkeit kann durch künstliche Stabilisierung die Fliegbarkeit sichergestellt werden. Mit Hilfe von Überwachungs- und Begrenzungsfunktionen (*envelope protection*) können Leistungsreserven ohne Überschreiten der Betriebsgrenzen besser ausgeschöpft werden.

Schließlich ist die Anbindung an übergeordnete Flugführungssysteme (Autopilot, Flight-Management System) bei einer rechnergestützten Flugsteuerung erheblich leichter durchzuführen. Auch aus gerätetechnischer Sicht ist ein Fly-by-Wire System attraktiv: durch die gute Prüfbarkeit und Wartbarkeit elektrischer Systeme lässt sich die Missionszuverlässigkeit steigern. Der Volumen- und Gewichtsbedarf ist geringer als bei konventionellen mechanischen Steuerungen und die Flexibilität für Anpassungen an neue Entwicklungen ist größer. Nachteilig ist, daß die erforderliche Zuverlässigkeit durch eine redundante und dissimilare Systemstruktur erreicht werden muß, was den Aufwand erhöht.

Bei der Gestaltung der Mensch-Maschine Schnittstelle ist zu berücksichtigen, daß Kraft- und Bewegungsrückmeldungen über die Bedienelemente i. allg. nicht

wie bei konventionellen Steuerungen verfügbar sind und durch andere Maßnahmen ersetzt werden müssen.

Vorgabe-Regelgesetze

Vorgaberegler zur Veränderung der Flugeigenschaften modifizieren die höherfrequenten Bewegungsanteile und dienen der Entkopplung und Störunterdrückung beim Manövrieren. Typische Regelgrößen sind Drehgeschwindigkeiten und Beschleunigungen; der zugehörige Regelkreis ist dem Flugzustandsregelkreis (1 und 2) in Bild 1.32 vergleichbar. Diese Art der Vorgaberegelung ist manuelle Basisbetriebsart bei fast allen realisierten Fly-by-Wire-Flugsteuerungen (z. B. A320, Eurofighter, X31-A, Space-Shuttle). Zur Auslegung solcher Regelungen kann man sich an den veröffentlichten Flugeigenschaftsrichtlinien orientieren. Diese basieren zwar auf Erfahrungen mit konventionellen Flugzeugen und berücksichtigen die Entkopplungseigenschaften und die zusätzlichen Totzeiten (durch die digitale Signalverarbeitung) nur ungenügend. Die Bandbreite eines Flugzeugs mit Vorgaberegler ist aber mit der eines entsprechenden konventionellen Flugzeugs vergleichbar.

Für eine direkte Vorgabe bahnbestimmender Größen sind typische Regelgrößen Translationsgeschwindigkeiten und Lagewinkel. Diese Regelungsaufgabe umfaßt die niederfrequenten Bewegungen und ist mit der des Bahnregelkreises (3 und 4) in Bild 1.32 vergleichbar. Für die manuelle Regelung solcher Systeme gibt es bisher keine verbindlichen Richtlinien. Untersuchungen in /Alles 80/ haben gezeigt, daß die niederfrequente Reaktion der Regelgrößen Stabilitätsprobleme verursachen kann. Diese lassen sich zwar vermeiden, wenn man dem Piloten den Kommandowert als Hilfsgröße anzeigt (Bild 18.10), allerdings ist er dann nicht mehr Bestandteil des Bahnführungsregelkreises. Für diese Steuerungsaufgabe werden daher meist Bediengeräte eingesetzt.

Die manuelle Führung durch Vorgaberegelungen wird in den folgenden Kapiteln durch Beispiele verdeutlicht. In Kap. 18.2.2 wird eine C^* /Rollgeschwindigkeitsvorgabe für ein Regionalflugzeug mit Hilfe von Näherungen für die Flugzeugdynamik analytisch ausgelegt. Seine Funktionsfähigkeit wurde im Flugsimulator nachgewiesen. Realisierungsbeispiele sind in den Kapiteln 19 und 20 zu finden.

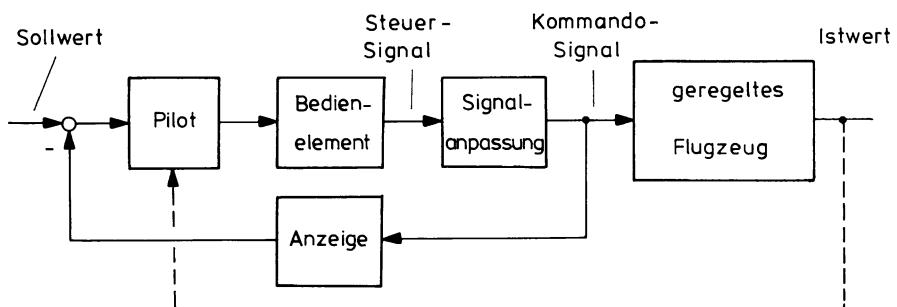


Bild 18.10 Schließen einer inneren Regelschleife über die Anzeigen beim Vorgaberegelungssystem (nach /Alles 80/)

Schnittstelle Pilot-Regler

Bei der Wahl von Vorgabegrößen ist zu berücksichtigen, daß die „natürlichen“ Zuordnungen zwischen Steuerausschlägen und Bewegungsgrößen des ungeregelten Flugzeugs erhalten bleiben. Wesentlich ist dabei

- die Anfangsreaktion auf ein Steuerkommando, die u. a. charakterisiert ist durch den Polüberschuß der entsprechenden Übertragungsfunktion,
- die quasi-stationäre Zuordnung bei Festhalten des Bedienelements (Zustandsgrößen, die dann konstant sind),
- das stationäre Verhalten nach Loslassen des Bedienelements.

Das sei an zwei Beispielen erläutert:

1. Beispiel: Zuordnung bei Querrudderkommando

Beim ungeregelten Flugzeug ist die Reaktion auf Querrudderkommandos durch Bild 18.11 charakterisiert, sofern der Rollfreiheitsgrad näherungsweise vom Gierfreiheitsgrad entkoppelt ist (so daß die Taumelschwingung im Rollfreiheitsgrad vernachlässigbar ist). Das entspricht auch genau der Modellvorstellung für eine gute Rollreaktion.

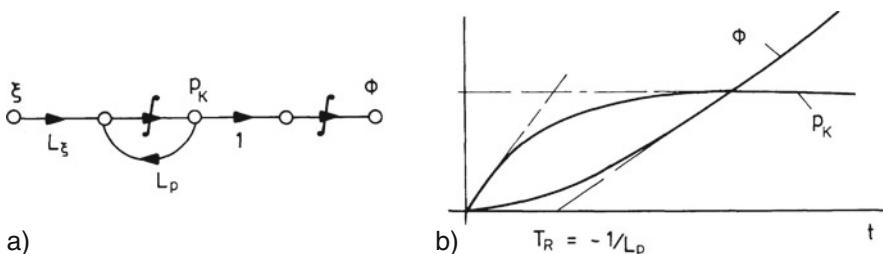


Bild 18.11 Rollreaktion auf Querrudderkommando: a) SFD, b) Sprungantwort

Wird die Rollgeschwindigkeit p_K als Vorgabegröße gewählt, so ist eine direkte Zuordnung zum Bedienelementausschlag wie in Bild 18.12a möglich, da der p_K -Regelkreis mit seinem PT₁-Verhalten für die richtige Zuordnung sorgt mit

- | | |
|-----------------------------------|-----------------------------------|
| – der Anfangsreaktion | $\dot{p}_K \sim \delta_\xi$ |
| – der quasi-stationären Zuordnung | $\dot{\phi}, p_K \sim \delta_\xi$ |
| – und bei $\delta_\xi = 0$ wird | $\phi = \text{const.}$ |

Der p_K -Regelkreis stellt bei richtiger Auslegung ein implizites Modell mit vorgegebener Dynamik dar. Soll allerdings eine Vorgabesteuerung realisiert werden (bei der die Vorsteuerung die Hauptaufgabe übernimmt und die Regelung nur unterstützend wirkt), so ist ein explizites PT₁-Modell einzufügen wie in Bild 18.12b, um die richtige Zuordnung herzustellen. Der Faktor $k_{\xi p}$ stellt in diesem Fall sozusagen die „inverse Strecke“ dar.

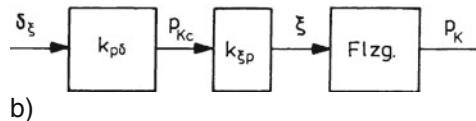
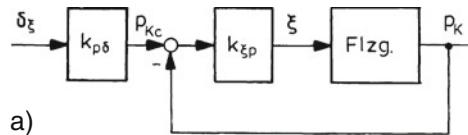


Bild 18.12 Zuordnung zwischen Bedienelementausschlag und Rollgeschwindigkeit:
a) bei Vorgaberegelung, b) bei Vorgabesteuerung

Ist der Hängewinkel Φ die Vorgabegröße, so wird durch den Φ -Regelkreis das IT_1 -Verhalten von Bild 18.11 zu einem PT_2 -Verhalten (näherungsweise PT_1 -Verhalten, vgl. Bild 14.26). Die Zuordnung $\Phi \sim \delta_\xi$ kann jetzt nur beibehalten werden, wenn das Bedienelementesignal aufintegriert wird wie in Bild 18.13. Dann liegt zwischen δ_ξ und Φ wieder näherungsweise ein IT_1 -Verhalten, das hier das „implizite Modell“ darstellt. Bei einer Vorgabesteuerung müßte wieder ein explizites IT_1 -Modell eingefügt werden.

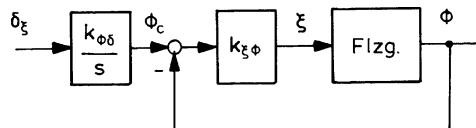


Bild 18.13 Zuordnung zwischen Bedienelementausschlag und Hängewinkel bei Φ -Vorgabe

2. Beispiel: Zuordnung bei Höhenruderkommandos

Das Übertragungsverhalten zwischen Höhenruder und Bahnwinkel wird näherungsweise (bei konstanter Fluggeschwindigkeit) durch das SFD von Bild 18.14 beschrieben. Als Vorgabegrößen kommen q_K , n_z bzw. α und γ in Frage. Dabei sind folgende Zuordnungen einzuhalten

- Anfangsreaktion $\dot{q}_K \sim \delta_\eta$
- quasi-stationäre Zuordnung $\alpha, n_z, \dot{\gamma} \sim \delta_\eta$
- und bei $\delta_\eta = 0$ $q_K, \alpha, n_z = 0, \gamma = \text{const.}$

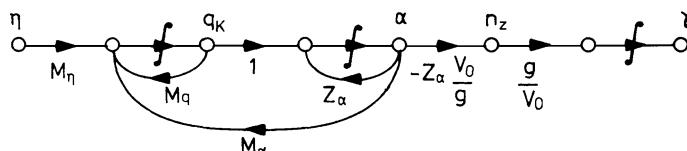


Bild 18.14 Näherungs-SFD der Bahnreaktion in der Längsbewegung

Wird eine der Größen q_K , α , n_z (oder eine Kombination davon) als Vorgabegröße gewählt, so kann diese direkt dem Bedienelementeausschlag zugeordnet werden, da die Strecke mit Rückführung das „richtige“ implizite Modell enthält, vgl. Bild 18.15a. Wird allerdings der Bahnwinkel als Vorgabegröße gewählt, so muß der Bedienelementeausschlag integriert werden wie in Bild 18.15b, um die Zuordnung $\dot{\gamma} \sim \delta_\eta$ zu erreichen.

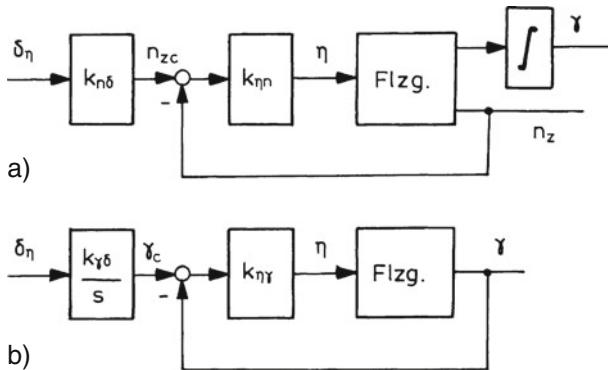


Bild 18.15 Zuordnung des Bedienelementeausschlags bei a) n_z -Vorgabe, b) γ -Vorgabe

18.2.2 Entwurfsbeispiel

C^* -Vorgabe

In Kap.11.2.1 wurde ein Flugeigenschaftskriterium beschrieben, das auf einer gewichteten Wertung des Lastvielfachen am Pilotensitz und der Nickgeschwindigkeit basiert und als Maß für die Manövriereigenschaften in der Längsbewegung dient.

Die Forderung, daß diese C^* -Größe im gesamten Flugbereich einheitliches Verhalten zeigen sollte, legt den Gedanken nahe, dieses durch eine geeignete Regelung zu erzwingen, C^* also zur Regelgröße zu wählen. Tatsächlich basieren die meisten realisierten Vorgaberegelungen auf dieser Regelgröße oder einer Abwandlung davon („modifizierte“ C^* -Regelung in A320, Eurofighter). Eine Begründung dafür wurde in Kap.14.1.1 gegeben: Nickgeschwindigkeit und Anstellwinkel (ersatzweise Vertikalbeschleunigung) eignen sich besonders zur Modifikation der Anstellwinkelschwingung. Die Regelgröße

$$C^* = n_{zPil} + \frac{V_m}{g} q_K = n_z + \dot{q}_K \frac{x_p}{g} + q_K \frac{V_m}{g} \quad (18.2.1)$$

mit

x_p – Abstand Pilot-Schwerpunkt,
 V_m – „mittlere“ Geschwindigkeit (in *Tobie El 66* mit $V_m \approx 400$ ft/s angegeben)

kann man unter Verwendung der Näherungsgleichungen aus [Kap.8.4](#)

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_K \\ \dot{\alpha} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_q & M_\alpha \\ 1 & Z_\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_K \\ \alpha \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} M_\eta \\ Z_\eta \end{bmatrix} \eta \quad (8.4.2)$$

$$n_z = -\frac{V_0}{g} Z_\alpha \alpha \quad (8.4.3)$$

beschreiben wie folgt

$$C^* = \frac{1}{g} [(M_q x_P + V_m) q_K + (M_\alpha x_P - V_0 Z_\alpha) \alpha + x_P M_\eta \eta] . \quad (18.2.2)$$

Aus der Laplace-Transformierten von [Gl.8.4.2](#)

$$\begin{bmatrix} s - M_q & -M_\alpha \\ -1 & s - Z_\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_K \\ \alpha \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_\eta \\ Z_\eta \end{bmatrix} \eta \quad (18.2.3)$$

ergeben sich mit $Z_\eta \approx 0$ die Übertragungsfunktionen

$$\frac{q_K(s)}{\eta(s)} = \frac{M_\eta(s - Z_\alpha)}{s^2 - (M_q + Z_\alpha)s + (Z_\alpha M_q - M_\alpha)} \quad (18.2.4)$$

$$\frac{\alpha(s)}{\eta(s)} = \frac{M_\eta}{s^2 - (M_q + Z_\alpha)s + (Z_\alpha M_q - M_\alpha)} . \quad (18.2.5)$$

Vernachlässigt man für die Berechnung der Reglerparameter noch den Abstand x_P des Piloten zum Schwerpunkt (mit $\dot{q}_K x_P \ll q_K V_m$), so ergibt sich die ÜF zwischen Höhenruder und der Regelgröße C^* zu

$$\begin{aligned} C^*(s) &= \frac{1}{g} (V_m q_K - V_0 Z_\alpha \alpha) = \frac{M_\eta}{g} \frac{V_m(s - Z_\alpha) - V_0 Z_\alpha}{n(s)} \eta(s) \\ &= \frac{b_0 + b_1 s}{a_0 + a_1 s + s^2} \eta(s) \end{aligned} \quad (18.2.6)$$

mit

$$a_0 = Z_\alpha M_q - M_\alpha \quad a_1 = -Z_\alpha - M_q$$

$$b_0 = -\frac{M_\eta Z_\alpha}{g} (V_0 + V_m) \quad b_1 = M_\eta \frac{V_m}{g} .$$

Zur Modifikation des dynamischen und stationären Verhaltens eignet sich eine proportional-integrierende Reglerstruktur mit Vorsteuerung, vgl. [Bild 13.7](#)

$$\eta_c = h_{\eta C^*} C_c^* + k_{\eta C^*} C^* + \frac{j_{\eta C^*}}{s} (C_c^* - C^*) . \quad (18.2.7)$$

Um die Aufschaltung der Nickgeschwindigkeit unabhängig beeinflussen zu können, wird zusätzlich ein Nickdämpfer vorgesehen

$$\eta = \eta_c + k_{\eta q} q_K . \quad (18.2.8)$$

Die resultierende Reglerstruktur zeigt Bild 18.16. Das Übertragungsverhalten zwischen η_c und C^* folgt daraus zu

$$C^*(s) = \frac{M_\eta \left[-\frac{Z_\alpha}{g} (V_0 + V_m) + s \frac{V_m}{g} \right]}{(a_0 + Z_\alpha M_\eta k_{\eta q}) + (a_1 - M_\eta k_{\eta q})s + s^2} \eta_c(s) = \frac{b_0 + b_1 s}{a_0^* + a_1^* s + s^2} \eta_c(s) \quad (18.2.9)$$

Setzt man Gl. 18.2.7 in die Übertragungsfunktion für C^* ein, so erhält man

$$C^*(s) = \frac{b_0 j_{\eta C^*} + s(b_0 h_{\eta C^*} + b_1 j_{\eta C^*}) + s^2 b_1 h_{\eta C^*}}{b_0 j_{\eta C^*} + s(a_0^* - b_0 k_{\eta C^*} + b_1 j_{\eta C^*}) + s^2(a_1^* - b_1 k_{\eta C^*}) + s^3} C_c^*(s) . \quad (18.2.10)$$

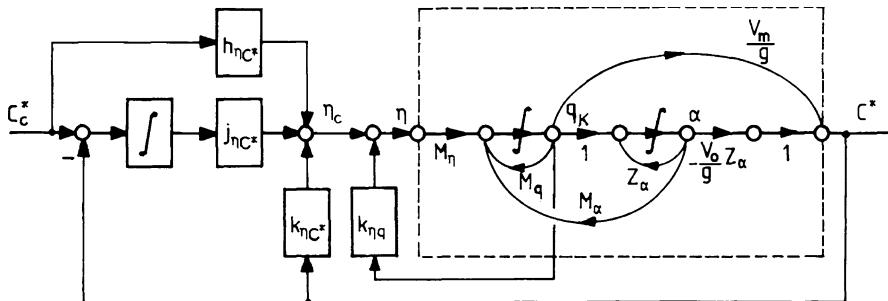


Bild 18.16 C^* -Regelungssystem

Die Reglerparameter bestimmt man nun durch Koeffizientenvergleich mit dem gewünschten C^* -Verhalten

$$\frac{C_{\text{Soll}}^*}{C_c^*} = \frac{\omega_1 \omega_0^2}{\omega_2 \omega_3} \frac{(s + \omega_2)(s + \omega_3)}{(s + \omega_1)(s^2 + 2D\omega_0 s + \omega_0^2)} = \frac{\omega_1 \omega_0^2}{\omega_2 \omega_3} \frac{s^2 + s(\omega_2 + \omega_3) + \omega_2 \omega_3}{s^3 + s^2 g_2 + s g_1 + g_0}$$

mit $g_0 = \omega_1 \omega_0^2$, $g_1 = \omega_0^2 + 2D\omega_0 \omega_1$ und $g_2 = 2D\omega_0 + \omega_1$. $(18.2.11)$

Für die Vorgabe der drei Pole und zwei Nullstellen stehen jedoch nur vier Variable

$$h_{\eta C^*}, \quad k_{\eta C^*}, \quad j_{\eta C^*} \quad \text{und} \quad k_{\eta q},$$

zur Verfügung. Wenn alle Pole vorgegeben werden sollen, ist ein Koeffizient im Zähler nicht festlegbar (dazu wäre eine dynamische Vorsteuerung erforderlich). Der Vergleich der Nenner von Gln.18.2.10 und 18.2.11 führt auf die Reglerparameter

$$\begin{aligned} j_{\eta C^*} &= \frac{g_0}{b_0} \quad k_{\eta C^*} = \frac{1}{b_1}(a_1 - M_\eta k_{\eta q} - g_2) \quad \text{und} \\ k_{\eta q} &= \frac{g_1 - a_0 + \frac{b_0}{b_1}(a_1 - g_2) - b_1 j_{\eta C^*}}{M_\eta \left(Z_\alpha + \frac{b_0}{b_1} \right)}. \end{aligned} \quad (18.2.12)$$

Der Vorsteuerfaktor $h_{\eta C^*}$ wird benutzt, um die „Eigenfrequenz“ des Zählerpolynoms $\omega_0^2 = \omega_2 \omega_3$ vorzugeben. Aus dem Vergleich von Gln.18.2.10 und 18.2.11 folgt dann

$$h_{\eta C^*} = \frac{b_0}{b_1} \frac{j_{\eta C^*}}{\omega_2 \omega_3} = \frac{1}{b_1} \frac{\omega_1 \omega_0^2}{\omega_2 \omega_3}. \quad (18.2.13)$$

Durch die Wahl von $\omega_2 = \omega_1$ (Pol-Nullstellen-Kompensation) vereinfacht sich das Problem und das Modell reduziert sich auf

$$C_{\text{Soll}}^*(s) = \frac{\omega_0^2}{\omega_3} \frac{s + \omega_3}{s^2 + 2D\omega_0 s + \omega_0^2} C_c^*(s). \quad (18.2.14)$$

Die angegebenen Reglerparameter approximieren dieses Modell. Die „Eigenfrequenz“ der konjugiert komplexen Nullstelle des geregelten Systems entspricht ω_3 . Pole und Nullstelle können nun entsprechend den Flugeigenschaftsforderungen (z. B. aus Kap.11.2.1) vorgegeben werden, wobei für Transportflugzeuge eher die Angaben (Grenzkurven) aus /Mooij 84/ anwendbar sind. Die Reglerparameter sind dann bestimmt, wobei eine ausreichende Bandbreite des Stellmotors vorausgesetzt ist.

Diese Auslegung gilt für einen Flugzustand. Um annähernd gleichbleibendes Verhalten im interessierenden Flugbereich sicherzustellen, kann zwischen den Parametern für eine ausreichende Zahl von Auslegungsfällen interpoliert werden. Eleganter ist jedoch eine Anpassung der Parameter durch die Berücksichtigung physikalischer Abhängigkeiten. Aus den Bestimmungsgleichungen für die Reglerparameter kann man den Grad der Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit und der Luftdichte abschätzen.

Das beschriebene Verfahren wurde auf die Flugzustände eines Regionalflugzeugs (D1–D3, vgl. Anhang A.2) angewandt. Für das C^* -Sollverhalten wurde entsprechend /Mooij 84/ festgelegt

$$\begin{aligned} \omega_0 &= 2/s & D &= 0,7 \\ \omega_1 &= 1/s & \omega_3 &= 3/s \end{aligned}$$

Auslegungsfall (Referenzpunkt) war D1 mit $x_P = 6 \text{ m}$ und $V_m = 120 \text{ m s}^{-1}$. Für die übrigen Flugzustände ergab sich eine geeignete Fahrtanpassung wie folgt

$$\begin{aligned} h_{\eta C^*} &= h_{\eta C^* \text{ref}} \left(\frac{V_A \text{ ref}}{V_A} \right)^2 & j_{\eta C^*} &= j_{\eta C^* \text{ref}} \left(\frac{V_A \text{ ref}}{V_A} \right)^3 \\ k_{\eta C^*} &= k_{\eta C^* \text{ref}} \left(\frac{V_A \text{ ref}}{V_A} \right) & k_{\eta q} &= k_{\eta q \text{ref}} \left(\frac{V_A \text{ ref}}{V_A} \right)^2 . \end{aligned} \quad (18.2.15)$$

Für den Höhenruderstellmotor wurde ein Modell erster Ordnung mit einer Zeitkonstante von $T = 0,05 \text{ s}$ verwendet. In Bild 18.17 ist die Reaktion des Flugzeugs auf einen Höhenrudersprung im langsamen (D1) und im schnellen (D3) Flugzustand dargestellt (die Fahrt wird künstlich konstant gehalten). Es wird deutlich, daß das Flugeigenschaftsmaß C^* sowohl in der Bandbreite als auch im Stationärwert erhebliche Unterschiede aufweist.

Mit der C^* -Vorgaberegelung (Bild 18.18) zeigt sich praktisch gleiches Verhalten in beiden Flugzuständen. Die Abweichung der Regelgröße vom Sollverlauf (gepunktete Linie) ist gering, was die bei der Parameterberechnung gemachten Vereinfachungen ($Z_\eta = 0$, $x_P = 0$, Approximation des Zählerpolynoms) nachträglich rechtfertigt.

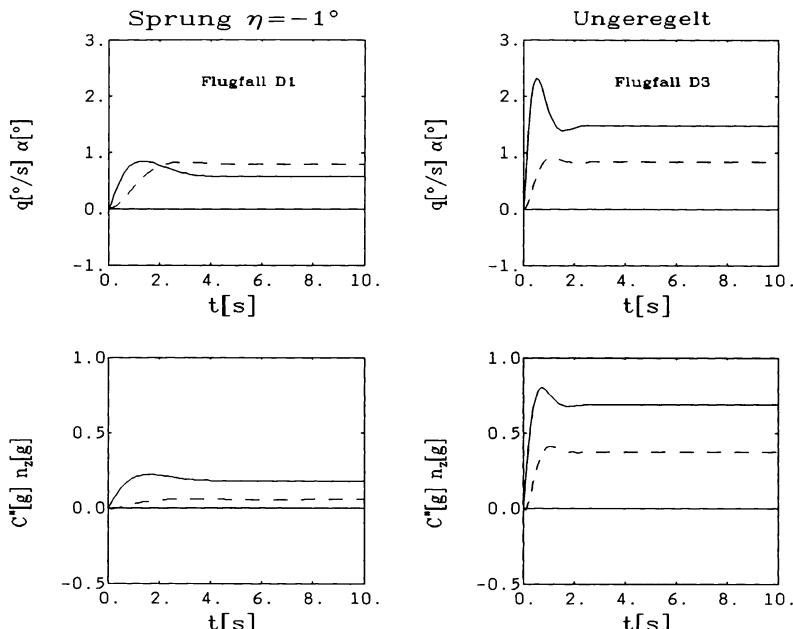


Bild 18.17 q - und C^* -Antworten des ungeregelten Flugzeugs auf einen Höhenrudersprung $\eta = -1^\circ$. links: Flugzustand D1, rechts: Flugzustand D3. Erste Größe der Ordinate: durchgezogene Linie, zweite Größe: gestrichelt

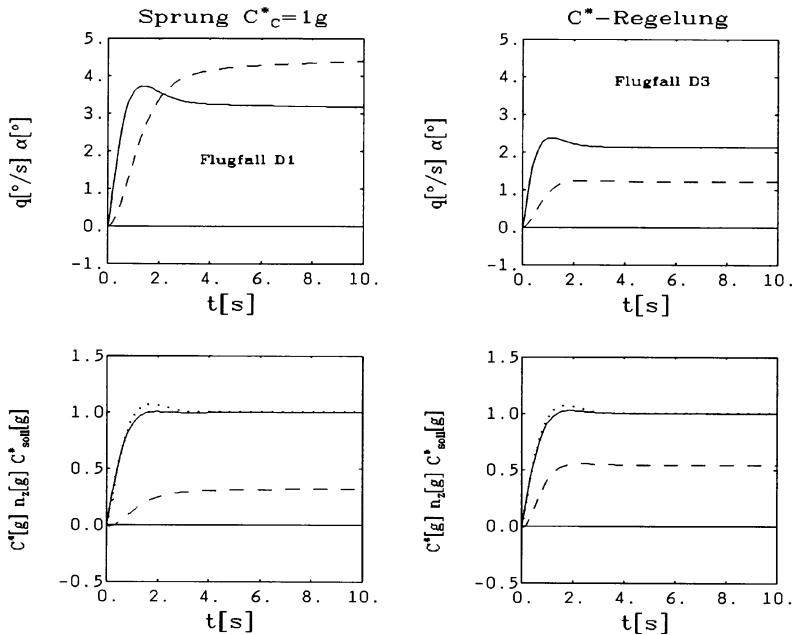


Bild 18.18 q - und C^* -Antworten des Flugzeugs mit C^* -Regelung auf einen Sprung $C^*_c = 1$.
links: Flugzustand D1, rechts: Flugzustand D3. Erste Größe der Ordinate:
durchgezogene Linie, zweite Größe: gestrichelt, dritte Größe: gepunktet

Rollgeschwindigkeits- und Schiebewinkelvorgabe

Als Vorgabegröße für die Rollachse hat sich die Rollgeschwindigkeit bewährt, da das Steuerverhalten damit dem ungeregelten Flugzeug ähnlich ist. Eine zusätzliche Funktion „Rollagehaltung“ entlastet den Piloten.

Als Regelgrößen für die Gierachse kommen Giergeschwindigkeit und Schiebewinkel in Frage. Da bei Transportflugzeugen manuelle Betriebsarten hauptsächlich im Landeanflug von Bedeutung sind, ist eine Schiebewinkelvorgabe vorzuziehen: Das zum Aufsetzen bei Seitenwind notwendige Decrab-Manöver ist so für den Piloten leicht durchzuführen. Als Bedienelemente eignen sich die Pedale. Wegen der schlechten direkten Meßbarkeit des Schiebewinkels sollte ein Schätzwert aus anderen Sensorsignalen berechnet werden.

Die Vorgehensweise bei der Auslegung der Vorgabebetriebsarten für Roll- und Gierachse entspricht der für die Nickachse bereits beschriebenen. Auf eine Wiederholung der Details wird daher verzichtet. Eine Vorgabereglerstruktur für die Rollachse mit Rollgeschwindigkeits-Vorgabe, einstellbarer Rolldämpfung und Rollagehaltung zeigt Bild 18.19. Das Regelgesetz lautet

$$\xi_c = h_{\xi p} p_{Kc} - k_{\xi p} p_K + \frac{j_{\xi p}}{s} (p_{Kc} - p_K) . \quad (18.2.16)$$

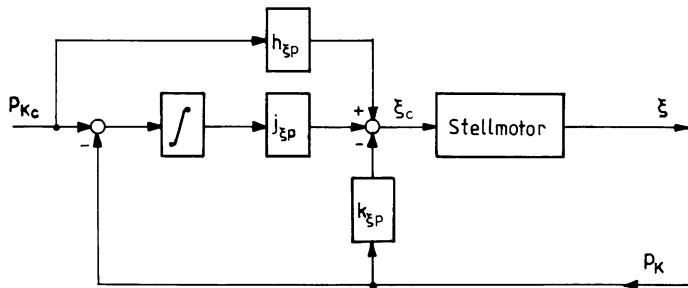


Bild 18.19 Vorgabe-Reglerstruktur für die Rollachse

Die Struktur der Schiebewinkelregelung ist ähnlich, sie besteht aus einer Vorsteuerung mit dem kommandierten Wert und einer PI-Regelung für stationäre Genauigkeit (d. h. Kurvenkoordination). Zusätzlich ist eine Giergeschwindigkeitsaufschaltung zur Gierdämpfung erforderlich, vgl. Bild 18.20

$$\dot{\zeta}_c = h_{\zeta\beta}\beta_c - k_{\zeta\beta}\beta - k_{\zeta r}r_K + \frac{j_{\zeta\beta}}{s}(\beta_c - \beta) . \quad (18.2.17)$$

Unter der Voraussetzung, daß die Kopplungen zwischen Gier- und Rollbewegung nicht zu groß sind (das trifft auf Flugzeuge mit ungepfletem Flügel i. allg. zu), kann man die Anteile der Flugzeug-Seitenbewegung getrennt beschreiben durch eine Näherung für die Rollbewegung

$$\dot{p}_K = L_p p_K + L_\xi \xi \quad (8.4.26)$$

und eine Näherung für die Giergeschwindigkeit (vgl. Kap.8.4.3)

$$\begin{bmatrix} \dot{r}_K \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} N_r & N_\beta \\ -1 & Y_\beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r_K \\ \beta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} N_\zeta \\ 0 \end{bmatrix} \zeta . \quad (8.4.31)$$

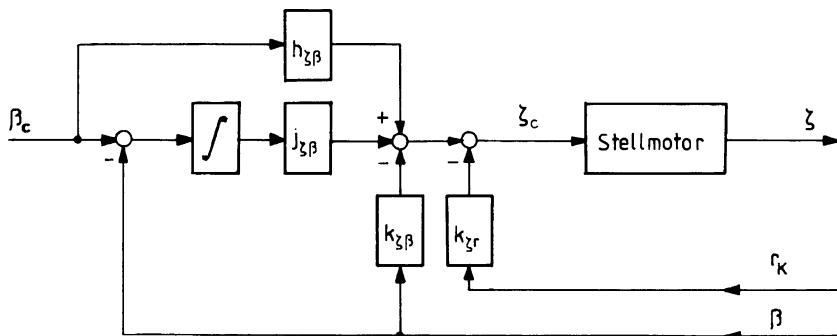


Bild 18.20 Vorgabe-Reglerstruktur für die Gierachse

Die Berechtigung für diese Näherungsbeziehungen ist für jede Konfiguration und jeden Flugzustand zu überprüfen. Die gesuchten Reglerparameter ergeben sich nun jeweils aus dem Vergleich der Koeffizienten des geregelten Systems mit denen des Sollverhaltens. Für die Rollachse folgen aus dem Vergleich der ÜF des Regelungssystems

$$\frac{p_K(s)}{p_{Kc}(s)} = \frac{L_\xi(j_{\xi p} + sh_{\xi p})}{s^2 + (-L_p + L_\xi k_{\xi p})s + L_\xi j_{\xi p}} \quad (18.2.18)$$

mit der des Sollverhaltens

$$\left. \frac{p_K(s)}{p_{Kc}(s)} \right|_{Soll} = \frac{\omega_0^2}{\omega_1} \frac{s + \omega_1}{s^2 + 2D\omega_0 s + \omega_0^2} \quad (18.2.19)$$

die Reglerparameter

$$k_{\xi p} = \frac{1}{L_\xi} (2D\omega_0 + L_p), \quad j_{\xi p} = \frac{1}{L_\xi} \omega_0^2 \quad \text{und} \quad h_{\xi p} = \frac{1}{L_\xi} \frac{\omega_0^2}{\omega_1}. \quad (18.2.20)$$

Für die Gierachse folgt aus Gl.8.4.32 und Bild 18.20

$$\left. \frac{\beta(s)}{\beta_c(s)} \right|_{Soll} = \frac{-N_\zeta(j_{\zeta\beta} + sh_{\zeta\beta})}{s^3 - (N_r^* + Y_\beta)s^2 + (N_\beta + Y_\beta N_r^* - N_\zeta k_{\zeta\beta})s - N_\zeta j_{\zeta\beta}}$$

mit $N_r^* = N_r - N_\zeta k_{\zeta r}$. (18.2.21)

Aus dem Vergleich mit dem Sollverhalten

$$\left. \frac{\beta(s)}{\beta_c(s)} \right|_{Soll} = \frac{\omega_1 \omega_0^2}{\omega_2} \frac{s + \omega_2}{s^3 + (2D\omega_0 + \omega_1)s^2 + (\omega_0^2 + 2D\omega_0 \omega_1)s + \omega_1 \omega_0^2}$$
(18.2.22)

folgen die Reglerkoeffizienten

$$\begin{aligned} k_{\zeta r} &= \frac{1}{N_\zeta} (2D\omega_0 + \omega_1 + N_r + Y_\beta), \\ k_{\zeta\beta} &= -\frac{1}{N_\zeta} \left(\omega_0^2 + 2D\omega_0 \omega_1 - N_\beta - (N_r - N_\zeta k_{\zeta r})Y_\beta \right), \\ h_{\zeta\beta} &= -\frac{1}{N_\zeta} \frac{\omega_0^2 \omega_1}{\omega_2} \quad \text{und} \quad j_{\zeta\beta} = -\frac{1}{N_\zeta} \omega_0^2 \omega_1. \end{aligned} \quad (18.2.23)$$

Die Auslegung für das Beispieldflugzeug (D1, D3) erfolgte mit den Vorgaben für das Sollverhalten um die Rollachse:

$$\omega_0 = 2/s \quad D = 0,7 \quad \omega_1 = 1/s$$

und um die Gierachse:

$$\omega_0 = 2/s \quad D = 0,7 \quad \omega_1 = 1/s \quad \omega_2 = 1/s.$$

Auch hier lassen sich die für einen Flugfall ausgelegten Parameter mit Hilfe der Kenngrößen der Flugzustandsänderung anpassen.

Aus den Bestimmungsgleichungen für die Reglerparameter ist zu ersehen, daß diese sich mit L_ξ bzw. N_ξ ändern, wenn die anderen Größen als konstant oder klein gegenüber den Sollgrößen zu betrachten sind. Für die Parameter $h_{\xi p}$, $j_{\xi p}$ und $h_{\xi \beta}$, $k_{\xi \beta}$, $j_{\xi \beta}$ ist das der Fall, so daß wegen $L_\xi, N_\xi = f(V_A^2)$ Anpaßfunktionen vom Typ

$$h_{\xi p} = h_{\xi p \text{ ref}} \left(\frac{V_A \text{ ref}}{V_A} \right)^2 \quad \text{usw.} \quad (18.2.24)$$

geeignet sind. Für die Parameter $k_{\xi p}$ und $k_{\xi \beta}$ gilt das nur, wenn die Bandbreite des geregelten Systems (ω_0) deutlich größer ist als die des Basisflugzeugs, andernfalls sind sie durch Interpolation anzupassen.

Für die Querruder- und Seitenrudерstellmotoren wurde das gleiche Verhalten wie in der Nickachse angenommen. Bild 18.21 zeigt die Antworten von p_K und β auf

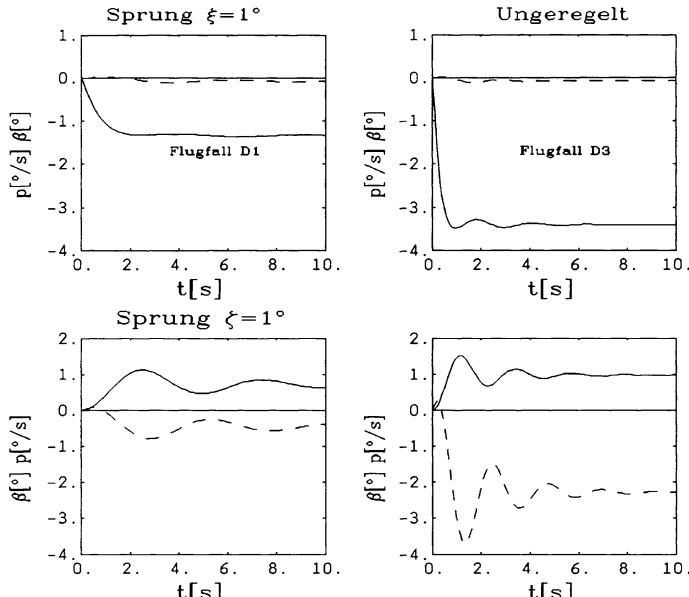


Bild 18.21 Sprungantworten des ungeregelten Flugzeugs in der Seitenbewegung. oben: $\xi = 1^\circ$, unten: $\xi = 1^\circ$, links: Flugzustand D1, rechts: Flugzustand D3. Erste Größe der Ordinate: durchgezogene Linie, zweite Größe: gestrichelt

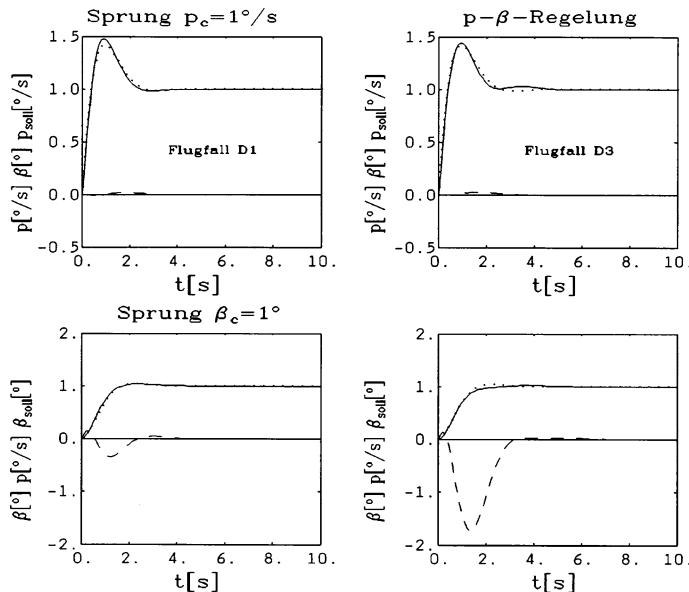


Bild 18.22 p - und β -Sprungantworten der Seitenbewegung mit Vorgaberegelung auf $p_{Kc} = 1^\circ/\text{s}$. links: Flugzustand D1, rechts: Flugzustand D3. Erste Größe der Ordinate: durchgezogene Linie, zweite Größe: gestrichelt, dritte Größe: gepunktet

Steuerflächen-Sprungfunktionen für die beiden Flugzustände D1 und D3 (Näherung ohne Spiralbewegung). Die unterschiedlichen Reaktionen bezüglich Dynamik, Stationärwert und Kopplungen werden deutlich. Wie Bild 18.22 zeigt, ergibt sich mit Vorgaberegelung die erwünschte Dynamik (Sollverläufe gepunktet), gleiche Stationärwerte und stationäre Entkopplung. Beim Verlassen des Auslegungszustandes (D1) wachsen die dynamischen Kopplungen.

Es sei noch einmal darauf hingewiesen, daß diese einfache Auslegungsmethode bei starken Kopplungen zwischen Roll- und Gierachse versagt. Dann müssen verkoppelte Reglerstrukturen und andere Auslegungsmethoden (vgl. Kap.13.2) verwendet werden.

18.3 In-flight-Simulation

Fliegende Simulatoren werden eingesetzt, um die Flugeigenschaften neuer Flugzeugtypen evtl. vor deren Realisierung zu erproben und Piloten eine Beurteilung neuer Prinzipien zu ermöglichen. Ein Beispiel dafür ist das vom DLR betriebene Forschungsflugzeug VFW 614-ATTAS. In-flight-Simulatoren stellen somit die aufwendigste Klasse von manuell geflogenen, reglergestützten Flugzeugen dar. Ihre Regelungssysteme sind eine Weiterentwicklung der Vorgaberegelung und sollen daher im dritten Teil dieses Kapitels dargestellt werden ([Hamel Hrsg. 91!](#)).

18.3.1 Aufgabenstellung

Die Bordsysteme neuer Flugzeuge müssen gleichzeitig mit dem Flugzeug selbst entwickelt werden, da sie vom Erstflug an voll eingesetzt werden sollen. Das gilt besonders bei Flugzeugen, deren Flugeigenschaften durch regelungstechnische Maßnahmen bestimmt sind (*control configured vehicles*) und solche, die nicht in allen Flugbereichen natürliche Stabilität besitzen. Um sehr frühzeitig das Zusammenwirken von Flugzeugverhalten, Regelungssystem, Stell- und Anzeigesystem und Pilot untersuchen und optimieren zu können, werden bodengebundene Simulatoren eingesetzt. In einem Rechner wird die Bewegung des projektierten Flugzeugs in sechs Freiheitsgraden so genau wie möglich berechnet. In einer naturgetreuen Nachbildung des Cockpits kann der Versuchspilot über die Bedienelemente das Flugzeug wie im normalen Flug steuern und erhält die übliche Rückmeldung über den Flugablauf durch die Bordinstrumente. Im Verlauf der Entwicklung werden mehr und mehr Original-Flugzeugsysteme einbezogen wie Steuerung, Stellantriebe, Bedienelemente, Rechner, Anzeigegeräte usw., um die Realitätsnähe zu erhöhen.

Der Eindruck von den zu erwartenden Flugeigenschaften wird um so realistischer, je genauer neben den Anzeigegeräten auch durch simulierte Außenansicht und Bewegung dem Testpiloten die richtigen Bewegungseindrücke vermittelt werden können. Es wurden dazu sehr aufwendige Systeme zur Sicht- und Bewegungssimulation in sechs Freiheitsgraden entwickelt, die alle Möglichkeiten der Rechentechnik, Bildgenerierung und hydraulischer Stellsysteme ausnutzen. Die Simulationsgüte ist so hoch, daß die Pilotenausbildung, der Lizenzierwerb für neue Flugzeugtypen und das laufende Flugtraining heute zum überwiegenden Teil auf Simulatoren durchgeführt wird. Trotz ihrer enormen Kosten ist der Einsatz von Trainingssimulatoren immer noch weit günstiger, als Linienflugzeuge zum Pilotentraining zeitweise aus dem Verkehr zu ziehen. Sie sind zudem 24 Stunden am Tag einsetzbar. Ein weiterer Vorteil eines Bodensimulators besteht darin, daß Ausfall- oder Gefahrensituationen beliebig oft geübt werden können.

Für die Abschätzung der Flugeigenschaften neuer Flugzeuge und für die Optimierung neuer Bordsysteme haben bodenfeste Simulatoren allerdings ihre Grenzen. Diese betreffen im wesentlichen drei Bereiche [\(Johannsen 93\)](#):

1. Bewegungseindrücke: Die Bewegungen eines bodenfesten Simulators sind bezüglich der Amplituden, Geschwindigkeiten und Beschleunigungen begrenzt. Stationäre Beschleunigungseindrücke, z. B. im Kurvenflug, sind nur mit sehr hohem Aufwand (Zentrifuge) realisierbar. Beschleunigungseinflüsse auf Kopf (Sichtbewegung), Arm und Hand (Steuerbewegungen) des Piloten sind kaum nachzubilden. Eine zur Beurteilung von Flugeigenschaften ausreichend realistische Bewegungssimulation kann auch bei sehr hohem Aufwand kaum realisiert werden.
2. Sichteindrücke: Trotz der hohen Qualität digitaler Bilderzeugung und -projektion ist eine realistische Nachbildung der Außenansicht mit allen Einzelheiten, z. B. beim Landeanflug schwierig. Besondere Probleme bereitet die

Nachbildung guter Sicht am Tage, da für einen realistischen Eindruck eine enorme Genauigkeit und Detailtreue erforderlich ist. Problematisch ist die Darstellung peripherer Sichteindrücke und wegen unvermeidlicher Verzögerungen im Grafiksystem und im Bewegungssystem ist die genaue Koordinierung von Sicht und Bewegung schwierig.

3. Streßsituation: Trotz noch so realistischer Umgebung ist dem Piloten im Simulator bewußt, daß kein katastrophales Ereignis eintreten kann. Beanspruchung und Streß eines realen Fluges können daher nicht vollständig nachgebildet werden.

Aus diesen drei Gründen werden fliegende Simulatoren eingesetzt, um Flugeigenschaften endgültig zu beurteilen und Bordsysteme abschließend zu optimieren. Ein Beispiel soll das verdeutlichen: Beim Anflug des Space-Shuttle traten vom Piloten erzeugte (verstärkungs- und phasenbedingte) Schwingungen, sogenannte *pilot induced oscillations* (PIO) auf. Diese waren offenbar streßbedingt, da sie weder im Festsitz- noch im Bewegungssimulator nachgebildet werden konnten. Ein adaptives Filter zur Verstärkungsanpassung der Pilotensignale konnte nur in dem fliegenden Simulator TIFS (*total in-flight simulator*, vgl. Bild 18.23) erfolgreich ausgelegt werden.

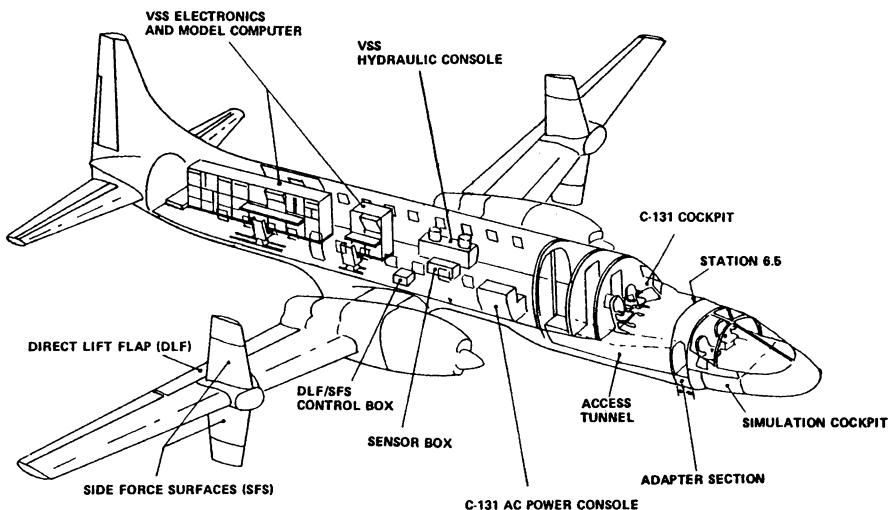


Bild 18.23 Total In-flight Simulator TIFS – C 131 (aus /Reynolds Pr 71/)

18.3.2 Ansätze und Randbedingungen

Wie im Bodensimulator, so wird auch im fliegenden Simulator die Bewegung des Modell-Flugzeugs in Echtzeit in einem Bordrechner so genau wie möglich berechnet. In einem Experimental-Cockpit kann der Testpilot das zu simulierte Modellflugzeug steuern und über Anzeigen werden ihm alle üblichen

Fluginformationen über das Modellflugzeug vorgespielt. Aus Sicherheitsgründen hat ein zweiter (Sicherheits-)Pilot direkten Zugriff auf die Stellsysteme und Anzeigen des Original-(Basis-)Flugzeugs und kann im Bedarfsfall jederzeit übernehmen.

Durch ein Regelungssystem, das auf alle verfügbaren Stellglieder wirkt und alle verfügbaren Meßinformationen verarbeitet, versucht man nun, dem Basisflugzeug (*host aircraft*) möglichst genau die stationären und dynamischen Eigenschaften des zu simulierenden (Modell-)Flugzeugs zu geben /Rynasky et al. 72/. Gelingt das, so hat der Pilot nicht nur über die Anzeigen, sondern zusätzlich über Bewegung und Sicht einen realistischen Eindruck des Flugzeugverhaltens. Die Notwendigkeit der In-flight-Simulation verdeutlicht folgendes Beispiel. Der komplizierte, antriebslose Steilanflug des Space-Shuttle kann nicht ausreichend im Bodensimulator geübt werden. Daher wurde eigens zu diesem Zweck eine Gulfstream II zu einem *Space Shuttle training aircraft* weiterentwickelt, mit dem jeder angehende Space-Shuttle Pilot mindestens 500 Landungen durchzuführen hat, bevor er für den Space-Shuttle selbst qualifiziert ist.

Einige weitere Randbedingungen beeinflussen oder beeinträchtigen die In-flight-Simulation. Neben den Anzeige- und Bediensystemen sollten auch die geometrischen Verhältnisse im Cockpit und vor allem die Geometrie der Außensicht dem Modellflugzeug entsprechen. Für den Piloten ist nicht nur das dynamische Verhalten, sondern z. B. auch die Längsneigung (Sichtrahmen gegenüber dem Horizont) des ausgetrimmten Flugzeugs wichtig. Weiterhin ist das Verhältnis von Beschleunigung (Lastvielfachem) und Drehgeschwindigkeit am Pilotensitz für die Beurteilung der Flugeigenschaften ausschlaggebend. Für eine realistische Simulation muß der Abstand Pilot-Schwerpunkt bei Modell- und Basisflugzeug übereinstimmen, eine dynamische Kompensation mit Hilfe des Reglers erfordert u.U. DLC-Klappen (bzw. direkte Seitenkraftsteuerung in der Seitenbewegung). Aus diesen Gründen wurden bei fliegenden Simulatoren zusätzliche Experimentalcockpits eingerichtet, ein Beispiel zeigt Bild 18.23.

Für die Untersuchung neuer Flugzeugkonzepte stehen in Deutschland beim DLR zwei fliegende Simulatoren zur Verfügung:

- ATTAS (*advanced technologies testing aircraft system*) auf der Basis einer VFW 614, einem mittleren Transportflugzeug mit zwei über dem Flügel angeordneten Strahltriebwerken. Alle Ruder und Klappen sind durch schnelle elektrohydraulische Stellantriebe ansteuerbar, ebenso das Triebwerk. Zusätzlich wurden an den Flügeln je drei schnell ansteuerbare DLC-Klappen zur direkten Auftriebserzeugung geschaffen.
- FHS (*flying helicopter simulator*) auf der Basis einer EC 135, einem mittelgroßen Hubschrauber mit gelenklosem Rotor. Auch hier sind alle Stellglieder durch schnelle elektrohydraulische Stellantriebe ansteuerbar. Die Rotorstellsysteme und der Heckrotor werden durch Fly-by-Light (optoelektronisch) angesteuert.

Beide Flugzeuge sind mit modernen Meßsystemen, mit leistungsstarken Bordrechnern und mit elektronischen Anzeigen ausgerüstet (vgl. Kap. 18.3.3).

Realisierungsprobleme

Ziel der In-flight-Simulation ist eine möglichst getreue Nachbildung des Modellflugzeugs bei weitestgehender Ausschaltung der Eigenschaften des Basisflugzeugs. Dieser Grundgedanke führt auf die in Bild 18.24 gezeigte Reihenschaltung, bei der das Basisflugzeug über ein Modell des zu simulierenden Flugzeugs gesteuert wird. Dieser Ansatz ist dem Modellfolgeansatz von Bild 13.16 ähnlich.

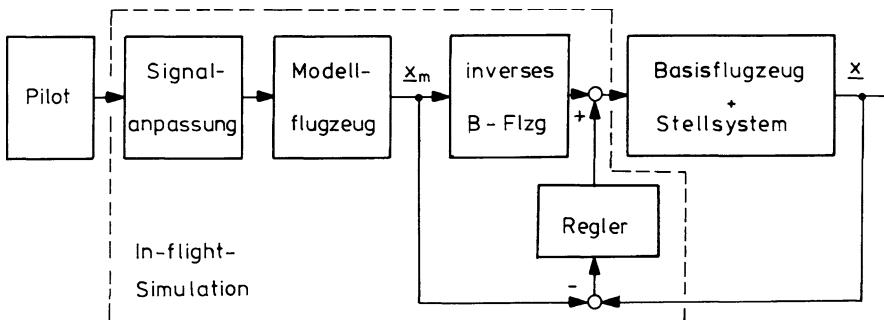


Bild 18.24 In-flight-Simulation mit Reihenmodell und invertiertem Basisflugzeug

Der Testpilot steuert das im Bordrechner realisierte Modellflugzeug. Aus dessen Ausgangssignalen werden mit Hilfe eines inversen Modells des Basisflugzeugs die Stellsignale berechnet, die das Basisflugzeug dazu veranlassen, sich wie das Modellflugzeug zu verhalten. Um unbekannte Störungen und ungenaue Prozeßkenntnis auszugleichen, wird die Steuerung entsprechend Kap.13.3.1 um eine Rückführung des Modellfehlers $e = x_m - \underline{x}$ erweitert, wie in Bild 18.24 gezeigt. Die entsprechenden Realisierbarkeitsbedingungen wurden ebenfalls in Kap.13.3 hergeleitet. Dort wurde u. a. festgestellt, daß je Freiheitsgrad mindestens eine unabhängige Stellgröße vorhanden sein muß.

Bei der Realisierung der Modellfolgeregelung nach Bild 18.24 ist selbstverständlich der Nichtlinearität des Prozeßverhaltens (Basisflugzeug und Modellflugzeug) Rechnung zu tragen /Henschel 85/. Aus diesem Grunde wie aus Kausalitäts- und Dimensionsgründen sind die Gleichungen des Basisflugzeugs nicht direkt invertierbar. Das bedingt die Beschränkung auf eine näherungsweise Inversion (Pseudoinverse, quasistationär).

Die Realisierung mehrerer Ansätze zur In-flight-Simulation nach diesen Grundgedanken hat gezeigt, daß neben den theoretischen Randbedingungen eine genaue Kenntnis des Basisflugzeugs und ein sorgfältiger Entwurf der darauf aufbauenden Vorsteuerung ausschlaggebend sind für eine gute Simulation des Modellflugzeugs. Erste Voraussetzung ist also eine ausführliche Modellierung der nichtlinearen Bewegungsgleichungen des Basisflugzeugs in sechs Freiheitsgraden und die Identifizierung aller betreffenden Parameter im gesamten interessierenden Flugbereich /Hamel Ja 96/. Häufig wird das mathematische Modell von Flugzeugen auf die dominierenden Bewegungsanteile (Starrkörperfreiheitsgrade) beschränkt und die aus vernachlässigten Prozeßteilen, Meß- und Stellsystemen resultierenden

Verzögerungen ersatzweise zu einer Totzeit zusammengefaßt (vgl. [Kap.11.2.2](#)). Da die Totzeit sich aber nicht zu einer Prädiktionszeit „invertieren“ läßt, ist dieser Weg hier nicht gangbar. Es muß vielmehr das mathematische Modell des Basisflugzeugs so breitbandig wie möglich durch rationale ÜF’en oder Zustandsgleichungen beschrieben und identifiziert werden.

Die genaue Modellierung ist auf das Stellsystem auszudehnen einschließlich der darin enthaltenen Nichtlinearitäten, Begrenzungen und Parameterabhängigkeiten. Das Stellsystem-Modell muß so weit wie möglich bei der „Invertierung“ des Basisflugzeug-Verhaltens einbezogen werden, um eine ausreichende Simulationsgüte zu erreichen [/Bouwer 88/](#), [/Henschel Ch 89/](#). Das ist auch der Grund, warum eine In-flight-Simulation nur sehr begrenzt möglich ist mit einem Basisflugzeug, das eine mechanische Steuerung besitzt, da die daraus resultierenden Zeitverzögerungen nicht zu kompensieren sind. Eine elektrische Signalübertragung und sehr schnelle elektrohydraulische Stellantriebe sind also eine weitere Grundvoraussetzung.

Ein besonders kritischer und schwierig zu modellierender Teilprozeß ist die Rotordynamik eines Hubschraubers [/Grünhagen et al. 96/](#). Die mechanischen und aerodynamischen Zusammenhänge sind sehr kompliziert und die Blattbewegungen laufen sehr schnell ab. Eine digitale Simulation in Echtzeit ist daher äußerst aufwendig. Meßinformationen vom Rotor (z. B. Blatteinstellwinkel) stehen kaum zur Verfügung und müssen aus anderer Information geschätzt werden. Eine Berücksichtigung der Rotordynamik in der Vorsteuerung ist nötig, aber nur näherungsweise möglich [/Pausder Bo 88/](#).

Ein weiteres Problem stellt schließlich die Simulation des Störverhaltens, d. h. der Reaktion des Modellflugzeugs auf Turbulenz dar. Auch hierfür müßte zunächst die Störreaktion des Basisflugzeugs eliminiert und durch künstlich aufgebrachte Störsignale (simulierte Turbulenz) ersetzt werden. Die Voraussetzungen wären eine genaue on-line Messung der Turbulenz und eine genaue Kenntnis der Störreaktion des Basisflugzeugs in einem ausreichend großen Frequenzbereich. Beides ist bis heute nicht vorhanden, eine Simulation des Störverhaltens im Fluge also nicht möglich.

Es besteht ein grundsätzlicher Unterschied zwischen der hier diskutierten In-flight-Simulation und den in [Kap.17.2](#) behandelten Intelligenten Führungsreglern, obwohl beide Ansätze auf Gedankengänge der Modellfolgeregelung zurückgehen. Dort wurde aus der ausführlichen Vorausberechnung (Optimierung) der Sollbahn mit ihren Begrenzungen explizit ein Führungsprozeß generiert, aus dem in einem Sollzustandsgenerator Trajektorien für den gesamten Prozeßzustand als Sollwerte für einen Autopiloten erzeugt werden. Hier dagegen generiert der Pilot (gedanklich) den Führungsprozeß und leitet daraus Vorgabegrößen ab (die Flugbahn spielt daher für die Auslegung der In-flight-Simulation keine Rolle). Je nachdem, ob ein ungeregelter oder ein geregeltes Flugzeug simuliert werden soll, entsprechen diese Vorgabegrößen Steuerausschlägen, Flugeigenschaftsgrößen (z. B. n_z , C^* oder p_K wie in [Kap.18.2.2](#)) oder Flugbahnparametern (z. B. \dot{H} , V_K oder Φ). Letztere Größen werden über eine Signalanpassung aus den Bedienelementeausschlägen generiert, wie in [Kap.18.2.1](#) beschrieben.

Aufgabe des „Modells“ ist hier ganz im ursprünglichen Sinn der Modellfolgeregelung die Vorgabe des Verhaltens des zu simulierenden Flugzeugs, wobei das

dynamische Verhalten (die Flugeigenschaften) im Vordergrund steht. Selbstverständlich sind die nichtlinearen Eigenschaften und leistungsmäßigen Begrenzungen des Modellflugzeugs ebenfalls abzubilden. Insofern sind die in [Kap.17.2](#) dargestellten Reglerstrukturen (vgl. [Bild 17.20](#)) auch hier sinngemäß einzusetzen.

18.3.3 Projekte und Ergebnisse

VFW 614 – ATTAS

Das DLR-Forschungsflugzeug ATTAS (*Advanced Technologies Testing Aircraft System*) basiert auf dem Kurzstreckenjet VFW614. Für den Einsatz als Forschungsflugzeug und In-flight-Simulator wurde es wie folgt modifiziert (Bild 18.25):

- Elektrohydraulische, digitale Fly-by-Wire-Steuerung, über elektrohydraulische Kupplungen mit der mechanisch-hydraulischen Steuerung verbunden,
- Fly-by-Wire-Ansteuerung von Quer-, Höhen-, Seitenruder, Trimmflosse, Triebwerken, Landeklappen und Direct-Lift-Control-Klappen,
- Sechs schnell verstellbare Direct-Lift-Control-Klappen im hinteren Teil der Landeklappe.

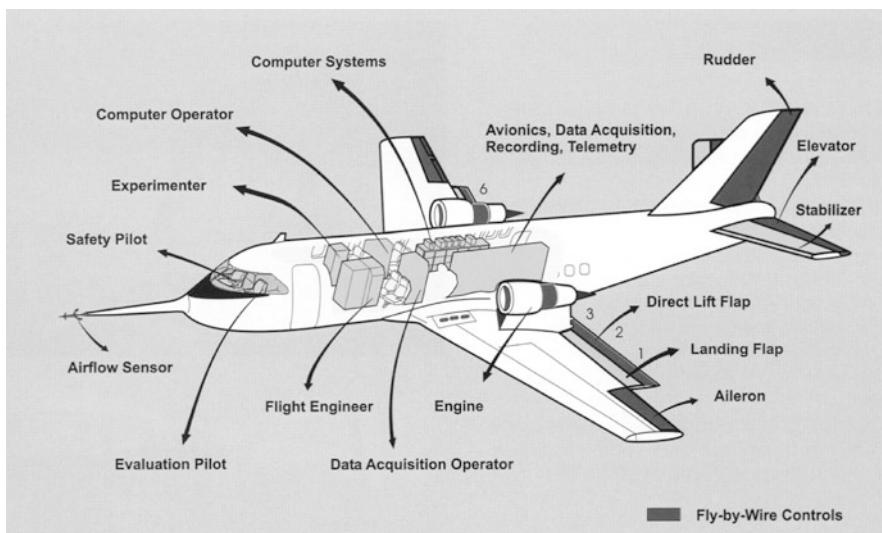


Bild 18.25 ATTAS, Ausrüstung und Modifikationen (Quelle: DLR)

Versuchsausrüstung:

- Frei programmierbare, leistungsfähige Experimentalrechner,
- Versuchspiloten-Cockpit mit Sidestick oder Steuersäule,
- Meßanlage mit Aufzeichnung und Darstellung zahlreicher Daten,
- Online-Datenverbindung zur Bodenstation.

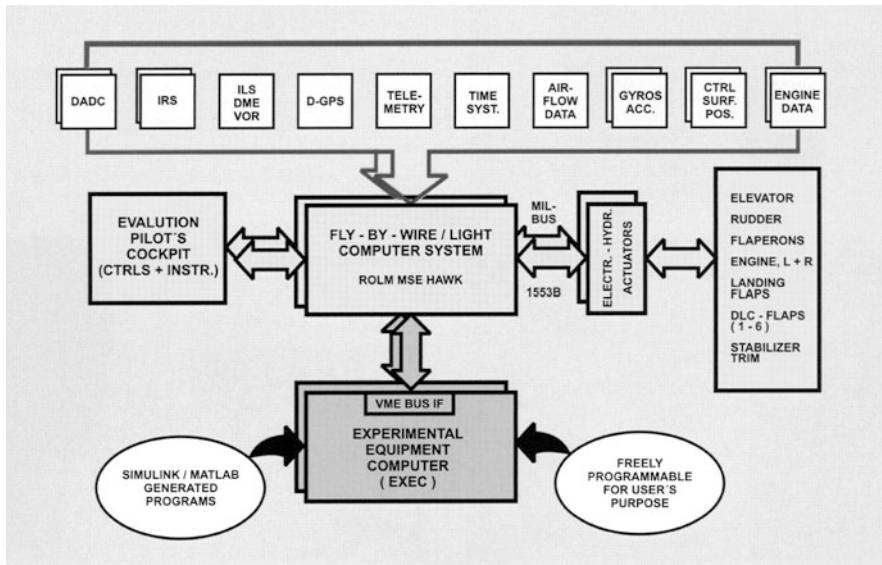


Bild 18.26 Architektur des Versuchssystems VFW 614 ATTAS (Quelle: DLR)

Bild 18.26 gibt einen Überblick über die Architektur des Versuchssystems.

Gegenüber der HFB 320 (dem ersten fliegenden Simulator des DLR) ist der ATTAS-Versuchsträger also mit wesentlich aufwendigeren Meß- und Stellsystemen und mit Fly-by-Wire-Steuerung ausgestattet und verfügt über umfangreiche Bordrechnerkapazität. Er bietet daher weit bessere Voraussetzungen für den Einsatz als fliegender Simulator.

EC 135-ACT/FHS

Seit dem Jahr 2002 wird vom DLR ein Helikopter vom Typ EC 135 als Fliegender Hubschrauber Simulator (FHS) *Kaletra Ku 03*, als Nachfolger des Bo 105 ATT-HeS betrieben. Der FHS unterscheidet sich von dem Standard-Hubschrauber durch folgende Modifikationen (Bild 18.27)

- Elektronisch/optisches Flugsteuerungssystem (*Fly-by-Wire (FbW)/Fly-by-Light (FbL)*)
- Modulares Experimental-System, bestehend aus Sensoren, Rechnern, Anzeigen und Systemen zur Auswertung und Simulation
- Bordseitiges Rechnersystem zur Simulation realisierter oder geplanter Fluggeräte.

Bild 18.28 gibt einen Überblick über die zusätzlich in den EC 135 eingerüsteten Systeme.

Die wichtigsten Forschungsziele, die mit Hilfe des FHS verfolgt werden, sind:

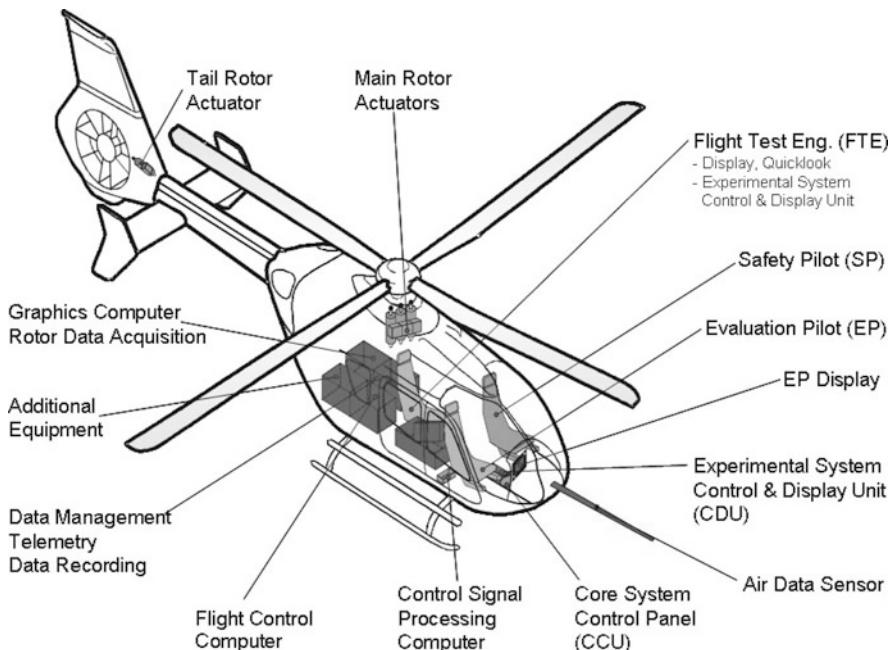


Bild 18.27 FHS, Ausrüstung und Modifikationen (Quelle: DLR)

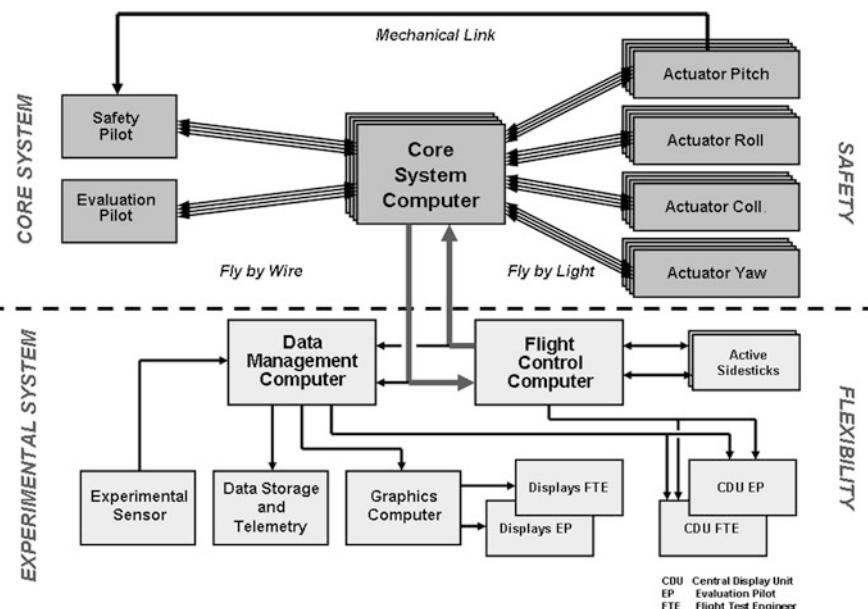


Bild 18.28 Architektur des Versuchssystems FHS (Quelle: DLR)

1. die erhebliche Vereinfachung der Steuerung durch entkoppelte Ansteuerung der einzelnen rotatorischen und translatorischen Freiheitsgrade,
2. die Nachbildung des Flugverhaltens anderer Hubschraubertypen, insbesondere solcher, deren dynamische Eigenschaften im Vorentwurfsstadium nur in Form mathematischer Modelle vorliegen.

Als Reglerkonzept kommt die Modellfolgeregelung bzw. eine modellbasierte Regelung zum Einsatz, mit den beiden Teilsystemen Vorsteuer- und Rückführungszyklus (vgl. Kap.13.3). Die In-flight-Simulation mit einem Helikopter ist wesentlich komplexer als mit einem Flächenflugzeug. Die Bewegungen sind weit stärker verkoppelt, wobei zwischen Schwebeflug, Vorwärtsflug und seitlichen Manövern große Unterschiede bestehen. Auch die aerodynamischen Zusammenhänge, insbesondere am Hauptrotor sind sehr kompliziert und können nur unvollkommen modelliert werden. Schließlich ist die Steuerung mit zyklischer und kollektiver Blattverstellung so wie mit dem Heckrotor stark verkoppelt, Kräfte und Momente sind jeweils genau zu koordinieren. Da die Stelleistung der Aktuatoren voll ausgenutzt werden muß, spielen deren dynamische und statische Begrenzungen eine entscheidende Rolle. Somit erhält die Modellierung der Stellglieddynmik eine große Bedeutung für die Erzielung einer hohen Regelgüte. Die Modellierung der Vorsteuerung und die Identifizierung der Kenngrößen aus Flugversuchsdaten muß bei der Modellfolgeregelung an die abzubildenden Freiheitsgrade des jeweiligen Hubschraubertyps angepaßt werden. Unterschiedliche physikalische Effekte, abhängig vom betrachteten RotorSystem, spiegeln sich in der Modellstruktur wider und beeinflussen somit direkt die Qualität der hiermit ausgelegten Regelung (*Lantzsch Ha 08/*, *Seher-Weiß Gr 07/*).

Somit ist die richtige Auslegung der Vorsteuerung die wesentliche Herausforderung, wobei Rotor- und Stelldynmik möglichst genau zu berücksichtigen sind. In *Bouwer 88/* konnten die beiden Ziele, die entkoppelte Steuerung und die In-flight-Simulation, unter Berücksichtigung einer guten Koordinierung der Stellglieder, ihrer Stellbegrenzungen und einer robusten Auslegung des Regelungssystems, erstmals erreicht werden. Der Einfluß der Modellierung der Rotorfreiheitsgrade auf die schnelle Dynamik des Hubschraubers, die für das Modell-Folgeverhalten von Bedeutung ist, wird in *Gruenhagen et al. 96/* beschrieben. Die Vorsteuerung wurde auf dieser Grundlage durch Inversion der Übertragungsmatrix des Basissystems ausgelegt, bekannt als dynamische Inversion (vgl. Kap.12.3.5). Der Vorteil der Modellfolgeregelung besteht darin, daß man auf einfache und elegante Weise die Charakteristiken des Antwortverhaltens des Hubschraubers beeinflussen kann, diese also durch das Kommandomodell die Flugeigenschaften bestimmt. Diese in Forschungshubschraubern wie z. B. ATTHeS und FHS entwickelte Technologie kommt heute in modernen Hubschraubern mit Fly-by-Wire Steuerung zum Einsatz. Die in den nachfolgenden Bildern dargestellten Ergebnisse des auf dem FHS realisierten Systems zeigen eine sehr gute Übereinstimmung mit der Modellvorgabe. Bild 18.29 zeigt die Antworten auf eine Rollgeschwindigkeitsvorgabe, Bild 18.30 auf eine Hängewinkelvorgabe. An der Aktuatoransteuerung ist zu sehen,

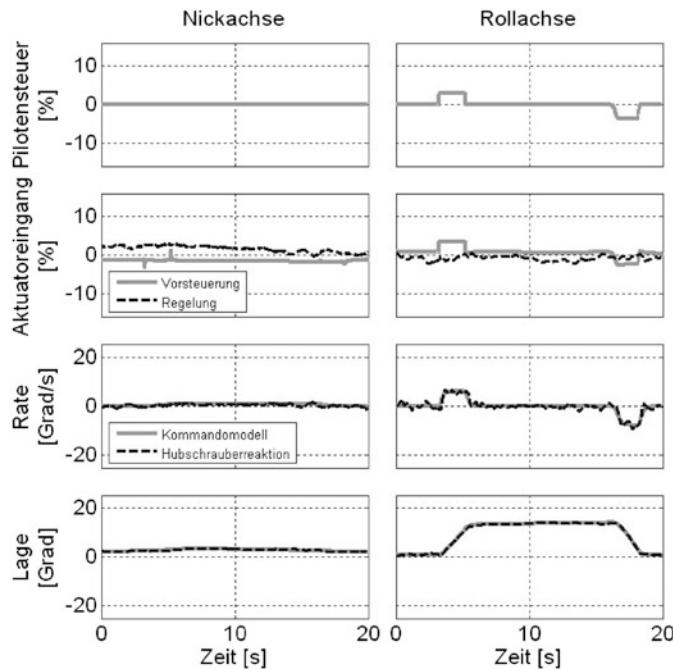


Bild 18.29 Zeitverläufe bei Rollgeschwindigkeits-Vorgabe (Quelle: DLR)

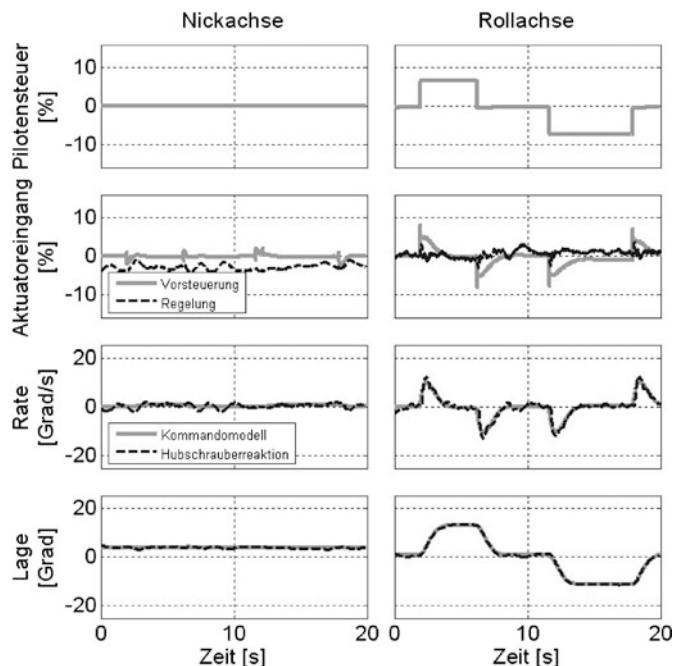


Bild 18.30 Zeitverläufe bei Hängewinkel-Vorgabe (Quelle: DLR)

daß die Vorsteuerung das dynamische Verhalten bestimmt und der Rückführzweig das Ausregeln von Drift und die Störunterdrückung übernimmt.

Hier können nur die Grundideen verschiedener Ansätze zur In-flight-Simulation angedeutet werden. Solche Systeme sind nur mit einem sehr hohen Aufwand bei Meßtechnik, Rechentechnik, Datenverarbeitung und Stellsystemen zu realisieren. So waren in den beiden letzten Jahrzehnten von einer großen Zahl Beteiligter weit mehr Probleme zu lösen, als hier dargestellt werden kann. Auch wenn es sich um Experimentalprogramme handelt, so ist doch ein hohes Maß an Sicherheit für Piloten und Versuchspersonal zu gewährleisten, das ist nur mit Hilfe modernster Technologie möglich.

Literaturverzeichnis zu Kapitel 18

- Adam, V., Alles, W. (Hrsg): Vorgaberegelung/Modellfolgeregelung. DGLR-Fachausschuß „Flugregelung und Lageregelung“, Braunschweig 1994.
- Adam, V., Leyendecker,H.: Erhöhung der Führungsgenauigkeit durch den Einsatz eines integrierten digitalen Flugführungssystems. DGLG/DGON-Symposium „Fliegen im Flughafenannahbereich“, Hamburg 1979.
- Alles, W.: Untersuchung zur manuellen, reglergestützten Führung eines Transportflugzeuges auf unkonventionellen Anflugbahnen. Dissertation, TU Braunschweig 1980.
- Bouwer, G.: Ein robuster digitaler Modellfolgeregler für Hubschrauber. Dissertation, TU Braunschweig 1988.
- Collinson, R.P.G.: Introduction to avionic systems. Kluwer Academic Publishers, Dordrecht 2003
- de Boer, W.P., Schafranek, D. et.al.: Final report on a simulator study into low speed longitudinal handling qualities of ACT transport aircraft. GARTEUR TP 055, NLR TP 89387L, 1990.
- Grühnagen, v. W., et al.: A high bandwidth control system for a helicopter in-flight simulator. International Journal Control, vol. 59, London 1996.
- Hamel, P.G. (Hrsg): In-flight simulation for the 90's. DGLR Conference Proceedings, DGLR-91-05, Braunschweig 1991.
- Hamel, P.G., Jategaonkar, R.V.: The evolution of flight vehicle system identification. Journal of Aircraft, vol. 33, S. 9–28, 1996.
- Henschel, F., Chetty, S.: Flight control system design for an in-flight simulator. Journal of Guidance, Control and Dynamics 12, S. 351–356, 1989.
- Henschel, F.: Über Regelungskonzepte zur In-Flight-Simulation unter Berücksichtigung von Nichtlinearitäten und Totzeiten in den Stellsystemen. DFVRL-FB 85-24, 1985.
- Johannsen, G.: Mensch-Maschine-Systeme. Springer, Berlin 1993.
- Kaletka J., Kurscheid U. Butter: FHS, the New Research Helicopter: Ready for Service. 29th European Rotorcraft Forum, Friedrichshafen 2003.
- Klopfstein, G.: Étude rationnelle du pilotage des avions. All weather landing. Association des élèves ENSAE, Toulouse 1977.
- König, R.: Beiträge zur Erhöhung der Flugsicherheit in Windscherungen. Dissertation, TU Braunschweig 1988.
- Lantzsch, R., Hamers, M., Wolfram, J.: Handling the Air Mode for Flight Control and Handling Qualities Evaluations on the DLR Research Helicopter FHS. Presented at the Rotorcraft Handling Qualities Conference, The Foresight Centre, University of Liverpool, UK, 2008.
- Mooij, H.A.: Criteria for low-speed longitudinal handling qualities of transport aircraft with closed-loop flight control systems. Dissertation TH Delft, 1984.
- Pausder, H.J., Bouwer, G., v.Grühnagen, W.: A highly manoeuvrable helicopter in-flight simulator – aspects of realization. 14. European RotorcraftForum, Milano 1988.

- Reynolds, P.A., Pruner, J.R.: The total in-flight simulator (TIFS) – a new aircraft design tool. Paper 71-794, AIAA 3rd Aircraft Design Operations Meeting, Seattle 1971.
- Rynasky, E.G. et al.: Theory and flight verification of the TIFS model-following system. *Journal of Aircraft*, 9, 1972.
- Seher-Weiß, S., v. Grünhagen, W.: EC135 System Identification for Model Following Control and Turbulence Modelling. CEAS 10-13, Berlin 2007.
- Steenblik, J.W.: Alaska airlines' Head-up Guidance System. *Air Line Pilot*, S. 10–14, Dez. 1989.
- Tobie, H.N., Elliot, E.M., Malcom, L.G.: A new longitudinal handling qualities criterion. *Proceedings of The National Aerospace Electronics Conference*, S. 93–99, Dayton 1966.
- Flight Control Design – Best Practices. RTO-TR-029, Neuilly-Sur-Seine Cedex 2000.
 - Introducing category III operation to the regional airlines, the Flight Dynamics head-up guidance system. Flight Dynamics Inc., Portland 1991.

Kapitel 19

Regelungssysteme für Kampfflugzeuge

Das Flugregelungssystem eines Kampfflugzeugs bestimmt weitgehend dessen Flugeigenschaften, seine Manövereigenschaften und seinen Flugbereich und damit letztlich seinen militärischen Wert. Es ist daher nicht verwunderlich, daß über Flugregler von Kampfflugzeugen genauso wie über ihre flugmechanischen Eigenschaften kaum freie Informationen verfügbar sind. Die Flugreglerstruktur ist darüber hinaus stark vom Einsatzbereich des Flugzeugs und von seinem Zusammenspiel mit den übrigen Bordsystemen abhängig und variiert daher stark. Die folgende Darstellung muß sich auf allgemeine Prinzipien beschränken, sie stützt sich im ersten Teil u. a. auf die sehr anschaulichen Ausführungen in [/Mangold 90/](#). Im zweiten Teil dieses Kapitels folgt eine Darstellung der Regelungssysteme für das Experimentalflugzeug X31A und für den Eurofighter Typhoon.

19.1 Auslegung von Basisreglern

Bei Kampfflugzeugen sind der aerodynamisch-flugmechanische Entwurf und der des Flugregelungssystems stark voneinander abhängig. Ein optimaler Kompromiß zwischen den meist stark divergierenden Forderungen ist nur erreichbar, wenn die Möglichkeiten beider Disziplinen von Anfang an ausgeschöpft werden. Es ist also bei der Entwicklung von Kampfflugzeugen besonders wichtig, den flugmechanischen Entwurf mit dem des Regelungssystems so frühzeitig wie möglich abzustimmen [/Moorhouse 00/](#). Die nachträgliche Verbesserung ist kosten- und zeitaufwendig und führt nicht zu einem ausgewogenen Flugzeugentwurf. Eine nachträgliche Reglerauslegung für ein fertiges Flugzeug gehört daher der Vergangenheit an. Vielmehr gehen Flugzeugentwurf und Reglerentwurf Hand in Hand, zumindest was die inneren Regelschleifen zur Modifikation der Flugeigenschaften betrifft. Diese sind unter Gesichtspunkten der Dynamik und der Steuerbarkeit zu entwickeln, vgl. dazu auch [Kap.11.2](#).

19.1.1 Allgemeine Gesichtspunkte

Bei früheren Kampfflugzeug-Projekten wurden verschiedene Missionen wie Luftüberlegenheit (*air superiority*), Abfangjagd (*interception*), Luft-Nahunterstützung

(*close air support*) und Gefechtsabriegelung (*battlefield interdiction*) klar gegeneinander abgegrenzt, da für eine erfolgreiche und überlegene Durchführung dieser Kampfaufträge jeweils ganz spezifische Flugzeugcharakteristika erforderlich sind. Aus Kostengründen werden heute dagegen Flugzeuge mit großem Missionsspektrum bevorzugt.

Ein optimales Flugzeug für die Luftüberlegenheit z. B. muß sich durch hohe stationäre und instationäre Lastvielfache (kleine Kurvenradien) im Unter- und im Überschall, sowie durch eine überlegene Manövriertfähigkeit auszeichnen. Die daraus ableitbaren aerodynamischen Forderungen führen zu einer Konfiguration mit niedriger Flächenbelastung, d. h. relativ großem Flügel und zu Vorkehrungen, um einen sanften, kontrollierten Strömungsabriß zu gewährleisten (Beispiel: F-18).

Eine hohe stationäre Wendegeschwindigkeit im Unterschall erfordert geringe Spannweitenbelastung und geringen induzierten Widerstand. Das führt zu hoher Spannweite bei geringem Trimmwiderstand. Im Überschall erreicht dagegen der Nullwiderstand gleiche Größenordnung wie der induzierte Widerstand und muß seinerseits minimiert werden, was zu kleinem Flügel und kleiner Spannweite führt. Da dicke Profile für den Überschallflug völlig ungeeignet sind, bestand der Kompromiß in der Vergangenheit aus einem dünnen Flügel kleiner Streckung, der mit Rücksicht auf die Unterschallforderung größer dimensioniert wurde als für die Überschalleistungen nötig (Beispiel: F-104). Steigvermögen und Höchstgeschwindigkeit waren dabei beeinträchtigt.

Die Entwicklung je eines optimalen Flugzeugs für jede Mission führt zu untragbar hohen Kosten. Man strebt daher an, mehrere Missionsarten mit einem Flugzeug abzudecken (*multi-role configuration*). Eine Antwort auf diese widersprüchlichen Forderungen sind Schwenkflügel, die nach Spannweite und Pfeilung dem Flugbereich angepaßt werden können (wie F-14, MRCA-Tornado, MiG-27, B-1, F-111, vgl. [/Burton Kn 85/](#), [/Droste 83/](#), [/Ladel Ba 83/](#)).

Diese Lösung verkompliziert und verteuert aber nicht nur den Flugzeugentwurf, sondern macht die Steuerung für den Piloten wesentlich komplexer, da dieser einen zusätzlichen Freiheitsgrad zu koordinieren hat. Das gleiche gilt für den anstellwinkelabhängigen Einsatz von Manöverklappen, weitere aerodynamische Stellflächen oder Schubvektorsteuerung. Die Koordinierung dieser Vielfalt von Stellsystemen ist für den Piloten mit sehr hoher Arbeitsbelastung verbunden und daher ohne Reglerunterstützung nicht mehr realisierbar.

Der verstärkte Einsatz von Flugregelung (*active control*, vgl. [Kap.15](#)) hat in den beiden letzten Jahrzehnten des vorigen Jahrhunderts Perspektiven eröffnet, wie die unterschiedlichen Forderungen mit einem einzigen ausgewogenen Entwurf nahezu optimal zu erfüllen sind [/Mangold 90/](#). Hierbei können sowohl extreme Flugleistungsansprüche im Unter- und Überschallbereich, als auch Agilitätsforderungen bis zu hohem Anstellwinkel erfüllt werden. Unkonventionelle Manöverarten, optimale Gestaltung der Flugeigenschaften und die automatische Überwachung der Flugbereichsgrenzen unterstützen die Piloten bei der Erfüllung ihrer Mission.

Zu den alten Forderungen an Höchstgeschwindigkeit und Steigvermögen bei der Bekämpfung von Luftzielen kommt die Forderung an eine hohe Manövriertfähigkeit auch im Überschall hinzu. Das ist mit vertretbarem Schub-zu-Gewichts-Verhältnis

und Kraftstoffverbrauch nur mit Hilfe zusätzlicher Stellsysteme, wie z. B. Steuerung des Auftriebs durch Manöverklappen (zur Minimierung des induzierten Widerstandes) und einer instabilen Basisauslegung des Flugzeugs (zur Verminderung des Trimmwiderstandes) möglich. Für den Luftkampf auf kurze Entfernung fordert man heute die Erweiterung der Angriffsmöglichkeiten durch Rumpfzielen oder Bahnänderung mit direkter Kraftsteuerung, vgl. Kap.15.3. Auch ein Manövrieren jenseits des Maximalauftriebs wird als erheblicher Beitrag zur Steigerung der Agilität angestrebt. Darüber hinaus sollten die Flugeigenschaften eines modernen Kampfflugzeugs so beschaffen sein, daß der Pilot die Flugbereichsgrenzen „vergessen“ kann, d. h. diese voll ausnutzen kann ohne Gefahr, in einen unkontrollierten Flugzustand zu geraten (*carefree handling*). Eine Überschreitung von Grenzen muß durch das Flugregelungssystem sicher verhindert werden.

19.1.2 Besonderheiten von Basisreglern

Die Aufgaben des Basisreglers lassen sich kurz wie folgt umreißen:

- Stabilisierung und Dämpfungserhöhung bis in extreme Flugbereiche (z. B. Anstellwinkel $> 30^\circ$),
- Störunterdrückung (Turbulenz) im gesamten Flugbereich,
- hohe Manövrierfähigkeit, insbesondere schneller Aufbau von Lastvielfachem und Rollgeschwindigkeit,
- Vermeiden gefährlicher Flugzustände wie plötzliches Aufnicken (*pitch up*) oder Trudeln,
- Verhinderung des Überschreitens von Flugbereichsgrenzen.

Sehr frühzeitig wurde zur Stabilisierung und Dämpfungserhöhung um alle drei Flugzeugachsen (*stability augmentation system*, SAS) auch die Vorgaberegelung eingeführt (*control and stability augmentation system*, CSAS). Ein Beispiel dafür ist der britische Hunter, der schon in den fünfziger Jahren mit einer Nickgeschwindigkeits-Vorgaberegelung ausgestattet wurde. Heute gehört die Vorgaberegelung zur Standardausstattung. Durch Einsatz digitaler, elektrischer Steuerung (*fly-by-wire*) wurden deren Möglichkeiten wesentlich erweitert. Die erreichbaren Leistungen werden heute nicht durch das Flugregelungssystem begrenzt, sondern durch das verfügbare Steuerpotential von Rudern, Klappen und dem Triebwerksschub.

Ein weiteres hervorstechendes Merkmal militärischer Basisregler ist die Notwendigkeit der Anpassung an die stark variierenden Flugzeugparameter in Abhängigkeit vom Flugzustand (Machzahl, Luftdichte, Anstellwinkel) und von der Flugzeugkonfiguration (Flügelschwenkwinkel, Beladung). Da die Reglerwirkung die „natürlichen“ flugmechanischen Eigenschaften völlig überdeckt, spielen für die Reglerauslegung die stationären Derivative ($C_{m\alpha}$, $C_{m\eta}$, $C_{l\beta}$, $C_{l\xi}$, $C_{n\beta}$, $C_{n\xi}$) die Hauptrolle, während die instationären Größen ($C_{m\dot{\alpha}}$, C_{mq} usw.) außer in Grenzzuständen häufig vernachlässigt werden können.

Um die verfügbare Stelleistung voll auszunutzen und höchste Manövriertfähigkeit zu erreichen, müssen Stellantriebe hoher Bandbreite eingesetzt werden. Das erhöht die Gefahr der Anregung von Schwingungen der elastischen Flugzeugstruktur, die durch Einsatz sorgfältig abgestimmter Filter reduziert werden muß. Die durch den (digitalen) Regler erzeugten Verzögerungen (Rechnertotzeit) sind im Interesse ausreichender Stabilitätsreserve zu minimieren.

Die Reglerstrukturen moderner Kampfflugzeuge sind äußerst komplex. Die zahlreichen Rückführungen verschiedener Meßgrößen auf eine große Zahl von Rüdern und Klappen sind mit Filtern zur Meßdatenverbesserung, zur Abkopplung von Strukturschwingungen und zur Verbesserung der Dynamik versehen. Nichtlineare Reglerfunktionen dienen dem Ausgleich nichtlinearer flugmechanischer Einflüsse, insbesondere der Steuerwirksamkeit in extremen Flugbereichen und der Begrenzung der Reglerwirkung. Der Einsatz der jeweils unter flugmechanischen, aerodynamischen und strukturellen Aspekten optimalen Steuerflächenkombination und die Vermeidung von gefährlichen Flugbereichen erfordern zusätzliche Regler, unter denen oftmals umgeschaltet wird.

19.1.3 Basisregler für die Längsbewegung

Beschränkt man sich auf die Untersuchung einzelner Arbeitspunkte, so erkennt man als Systemkern trotzdem einfache Grundstrukturen, die bei vielen Flugzeugtypen wiederkehren. Eine solche Grundstruktur eines typischen Längsbewegungsreglers für ein modernes, instabiles Kampfflugzeug zeigt Bild 19.1.

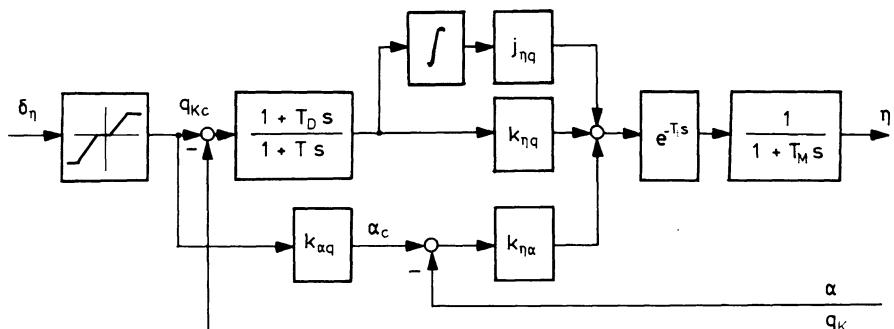


Bild 19.1 Grundstruktur eines Basisreglers für die Längsbewegung mit Kommandobegrenzung und Modellen für Gesamt-Totzeit und Stellmotordynamik

Das Pilotenkommando δ_η wird begrenzt und evtl. gefiltert und als C^* -Vorgabewert eingesetzt. Dazu wird es sowohl mit einem Meßwert für q_K als auch für α verglichen. Der Sollwert für den Anstellwinkel ergibt sich wie folgt. Das C^* -Kriterium nach Gl.11.2.6 (unter Vernachlässigung des Abstandes Pilot-Schwerpunkt) lautet:

$$C^* = \Delta n_z + \frac{V_m}{g} q_K \quad (19.1.1)$$

Unter Einsetzen der Beziehung für Δn_z nach Gl.5.2.16

$$\Delta n_z = -\frac{V_K}{g} Z_\alpha \Delta \alpha \quad (19.1.2)$$

folgt aus C^* die Beziehung zwischen den Sollwerten $\Delta \alpha_c$ und q_{Kc} mit

$$\Delta \alpha_c = -\frac{g}{V_K Z_\alpha} \Delta n_{zc} = -\frac{1}{Z_\alpha} \frac{V_m}{V_K} q_{Kc} = k_{\alpha q} q_{Kc} . \quad (19.1.3)$$

Mit Hilfe der beiden Rückführverstärkungen $k_{\eta \alpha}$ und $k_{\eta q}$ lässt sich die Anstellwinkelschwingung nach Frequenz und Dämpfung modifizieren. Das PDT₁-Filter im Vorwärtszweig der q_K -Regelschleife dient der Modifizierung der Zählerwurzel der ÜF $\hat{g}_{q\eta}$.

Die Aufschaltung des Integrals von Δq_K ersetzt eine Rückführung der Längsneigung Θ und verbessert die Dämpfung der Phygoide. Für den sehr schnellen Stellantrieb lässt sich eine Verzögerung erster Ordnung ansetzen mit einer typischen Zeitkonstante $T_M = 50$ Millisekunden. Wichtig für die Auslegung ist außerdem die Summe aller in Bild 19.1 nicht gezeigten Verzögerungen (Meßsignalverzögerung, Filterzeitkonstante und Rechnertotzeit), da diese die Stabilisierbarkeit begrenzt. Als repräsentative Ersatzgröße kann dafür heute eine Totzeit T_t von 100 bis 200 Millisekunden angesetzt werden.

Ohne diese Totzeit ergibt sich eine ÜF des offenen Systems mit fünf Polen und drei Nullstellen ($d = n - m = 2$). Die zugehörigen WOK'en für den Fall eines stabilen und eines instabilen Flugzeugs zeigt Bild 19.2. Auch ohne Totzeit ist das System schon an der Grenze der Stabilisierbarkeit.

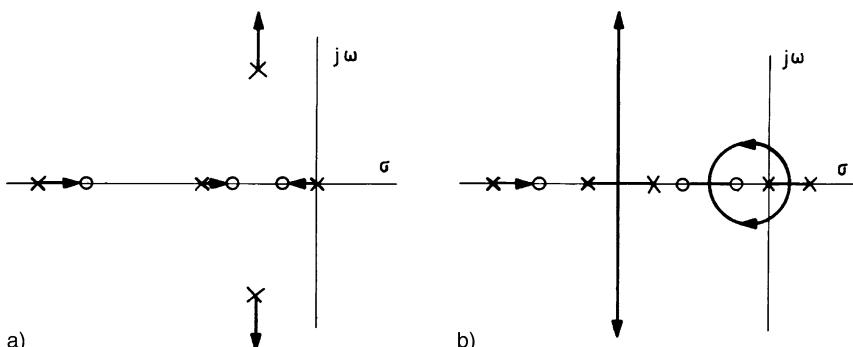


Bild 19.2 Wurzelortskurven zum Regelungssystem nach Bild 19.1 ohne Totzeit:
a) stabiles Flugzeug, b) instabiles Flugzeug

Der Einfluß der Totzeit läßt sich in der WOK schlecht darstellen, dazu ist die Frequenzgangortskurve besser geeignet. Die Forderungen an die Robustheit nach [/MIL STD 1797 04](#) werden in Amplituden- und Phasenreserve ausgedrückt. Für die beiden Fälle von Bild 19.2 sind sie im Nichols-Diagramm in Bild 19.3 dargestellt. Hierin sind als Grenzen des zu vermeidenden Bereichs um den kritischen Punkt eine Amplitudenreserve von $A_R = \pm 6$ db eingezzeichnet und statt einer Phasenreserve von 45° (bei Verstärkung 1) ein maximaler Phasenwinkel von $\varphi \geq 135^\circ$ bei einer Verstärkung von ± 3 db. Auch das ist eine übliche Definition der geforderten Robustheit.

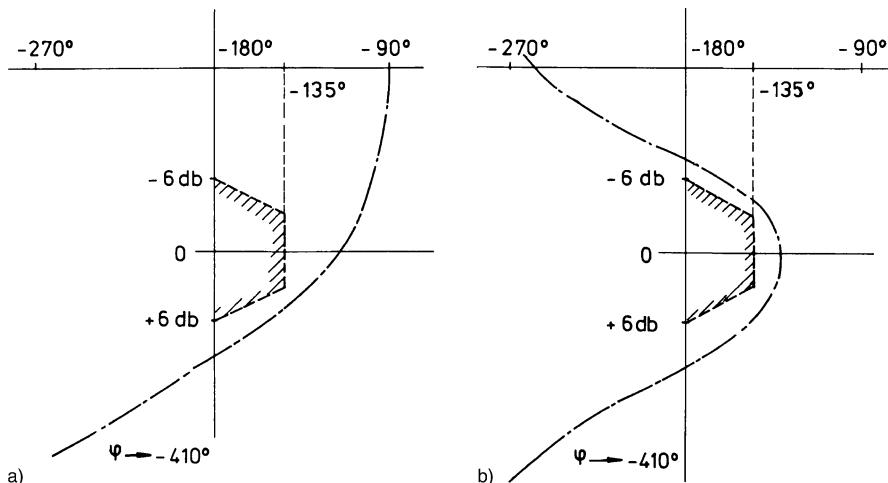


Bild 19.3 Nichols-Diagramme (Amplituden-Phasen-Diagramme) des Frequenzgangs des offenen Regelkreises zu Bild 19.2 einschließlich Totzeiteffekt: a) stabiles Flugzeug, b) instabiles Flugzeug

19.1.4 Basisregler für die Seitenbewegung

In der Seitenbewegung wird meist mit dem Steuerknüppel die Rollgeschwindigkeit als Haupt-Vorgabegröße gesteuert und mit den Pedalen entweder die Giergeschwindigkeit oder der Schiebewinkel. Bei oberflächlicher Betrachtung vermutet man zunächst, daß ein Rollen um die Haupt-Trägheitsachse einfach zu steuern wäre und daß dazu nur ein Ausschlagen der Querruder nötig sei. Wie Bild 19.4 zeigt, würden aber Anstell- und Schiebewinkel sich sinusförmig verändern, der bestehende Anstellwinkel wäre bei $\Phi = 90^\circ$ zu einem Schiebewinkel geworden usw. Das würde besonders bei hohem Anstellwinkel zu unzulässig großen aerodynamischen Nick-, Roll- und Giermomenten und zu starker Schwankung des Lastvielfachen führen, die nur schwer auszuregeln wären. Da auch Auftrieb, Widerstand und Querkraft sich periodisch ändern, würde die Flugbahn stark gestört.

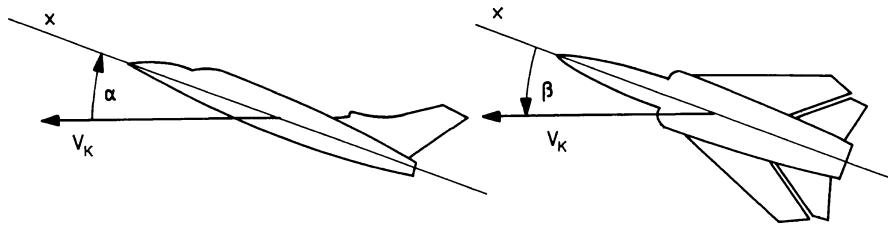


Bild 19.4 Anstell- und Schiebewinkel bei Rollen um die flugzeugfeste x -Achse

Wenn das Flugzeug dagegen um den Vektor der Anströmgeschwindigkeit \vec{V}_A rollt, bleiben α und β konstant und somit auch die aerodynamischen Kräfte und Momente. Der Drehgeschwindigkeitsvektor ist dabei gleich p_{Ka} (im aerodynamischen Achsensystem), die flugzeugfesten Komponenten lauten bei $\beta = 0$

$$p_K = p_{Ka} \cos \alpha \quad (19.1.4)$$

$$r_K = p_{Ka} \sin \alpha . \quad (19.1.5)$$

Umgekehrt setzt sich p_{Ka} zusammen aus

$$p_{Ka} = p_K \cos \alpha + r_K \sin \alpha . \quad (19.1.6)$$

Es müssen also abhängig vom Anstellwinkel Rollmomente (Querruder) und Giermomente (Seitenruder) erzeugt werden, um diese Bewegung zu steuern.

Wie das Hantelmodell in Bild 19.5 andeutet, entsteht beim Rollen um \vec{V}_A (unabhängig vom Vorzeichen) durch den Trägheitseinfluß ein aufnickendes Moment („Trägheitskopplung“). Nach Gl.5.2.24 gilt für das Nickmoment

$$I_y \dot{q}_K + p_K r_K (I_x - I_z) + (p_K^2 - r_K^2) I_{xz} = M_f^A + M_f^F \quad (19.1.7)$$

und mit Gl.19.1.4 und 19.1.5

$$I_y \dot{q}_K + p_{Ka}^2 [(I_x - I_z) \cos \alpha \sin \alpha + I_{xz} \cos 2\alpha] = M_f^A + M_f^F . \quad (19.1.8)$$

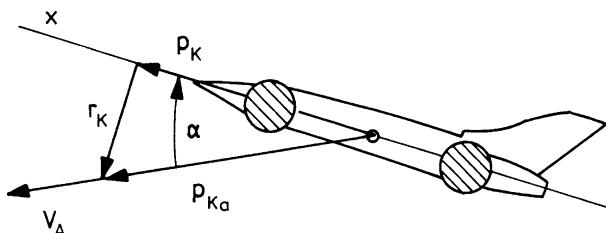


Bild 19.5 Verhältnisse beim Rollen um den Fluggeschwindigkeitsvektor

Sind die äußeren Momente null, so folgt für die Nickbeschleunigung (worin der zweite Term normalerweise zu vernachlässigen ist)

$$\dot{q}_K = \left[\frac{I_z - I_x}{2I_y} \sin 2\alpha - \frac{I_{xz}}{I_y} \cos 2\alpha \right] p_{Ka}^2 . \quad (19.1.9)$$

Soll der Anstellwinkel dagegen konstant bleiben, so ist ein konstantes aerodynamisches Nickmoment aufzubringen, für das nach Gl.19.1.8 gilt

$$M_f^A = [(I_x - I_z) \cos \alpha \sin \alpha + I_{xz} \cos 2\alpha] p_{Ka}^2 .$$

Für dieses Manöver sind also alle drei Ruder koordiniert auszuschlagen.

Der Basisregler für die Seitenbewegung hat im Prinzip die in Bild 19.6 gezeigte Struktur. Die von Steuernüppel und Pedal vorgegebenen Sollwerte für die Drehgeschwindigkeitskomponenten im aerodynamischen Koordinatensystem werden durch Koordinatentransformation in flugzeugfeste Sollwerte umgerechnet. Die Regeldifferenzen beider Werte werden jeweils über PI-Regler auf Quer- und Seitenruder (bzw. Roll- und Giersteuerflächen) zurückgeführt. Durch die Integration beider Regeldifferenzen entsteht eine vollständige Zustandsrückführung, so daß Taumelschwingung, Rollwurzel und Spiralwurzel modifiziert werden können. Allerdings besteht die Gefahr, daß die Integratoren bei länger andauernden Manövern in die Sättigung laufen. Mit Hilfe weiterer Filter und nichtlinearer Elemente wird der Regler an die stark wechselnden Aufgaben und Parameter angepaßt. Der zum Ausgleich der „Trägheitskopplung“ erforderliche Höhenraderausschlag wird an den Längsbewegungs-Regler weitergegeben.

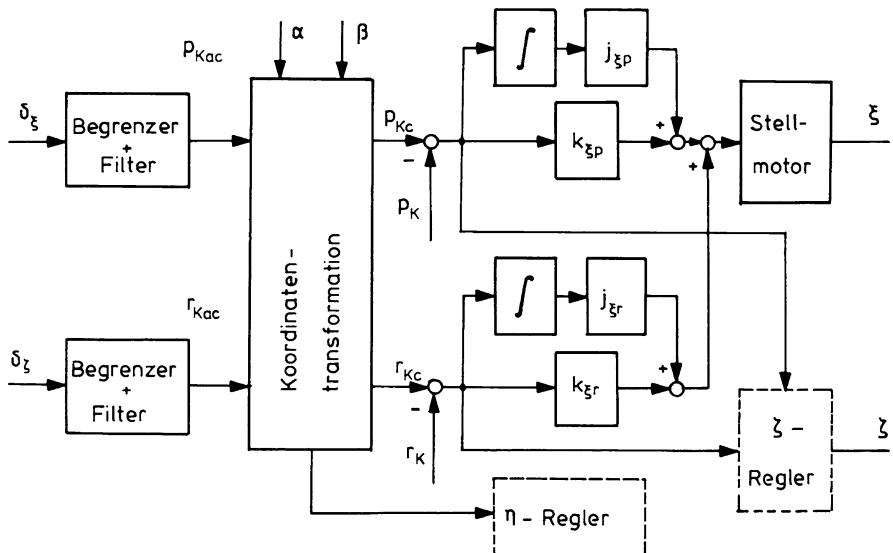


Bild 19.6 Struktur des Basisreglers in der Seitenbewegung

19.1.5 Anforderungen an die Längsbewegung bei instabiler Basisauslegung

In Kap.15.4 wurde gezeigt, daß bei positiver Federkonstante (statische Stabilität) in der Längsbewegung der erreichbare Höchstauftrieb $C_{A\max}$ niedriger ist als die Summe von Flügel- und Leitwerksauftrieb und daß ein entsprechend hoher Trimmwiderstand entsteht. Beides kann durch instabile Auslegung (negative Federkonstante) entscheidend verbessert werden. Diese wird daher bei neuen Kampfflugzeugen vielfach eingesetzt (z. B. Eurofighter Typhoon). Im Vergleich zu einem stabilen Entwurf kann der Maximalauftrieb dadurch um ca. 25% gesteigert werden. Gleichzeitig ist es möglich, den induzierten Widerstand bei mittlerem C_A um ca. 20% zu verringern. Bild 19.7 veranschaulicht für zwei Beispiele mit Heckleitwerk und mit Entenleitwerk, daß bei gleichen Flugleistungen durch instabile Auslegung die Flugzeuggröße, d. h. seine Masse und Flügelfläche und damit auch der Schubbedarf erheblich reduziert werden können. Bei verschwindender oder negativer Federwirkung kann mit kleinen Stellausschlägen eine hohe Drehbeschleunigung erzeugt werden. Die i. allg. aperiodische Instabilität muß allerdings mit Gegenausschlägen rechtzeitig abgefangen werden.

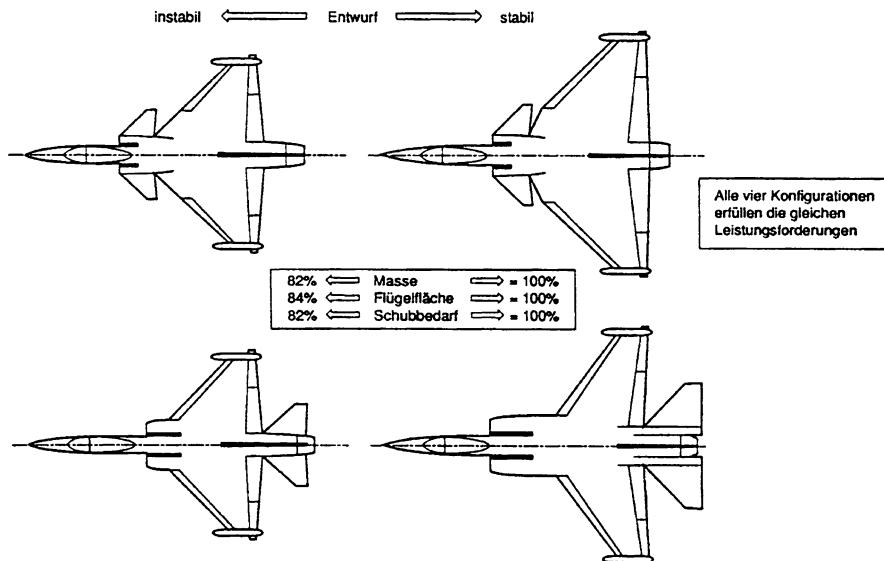


Bild 19.7 Vergleich stabiler und instabiler Flugzeugentwürfe gleicher Flugleistungen
(aus /Mangold 90/)

Eine weitere Maßnahme zur Erhöhung der Manövrierefähigkeit, besonders im Bereich hohen Anstellwinkels, stellen schnell ansteuerbare Manöverklappen (DLC) dar. Besonders für Pfeilflügel kleiner Streckung, d. h. für überschallfähige Kampfflugzeuge gilt, daß es günstiger ist, einen Teil des Auftriebs statt durch höheren Anstellwinkel durch positiven Ausschlag von Hinterkantenklappen zu erzeugen.

Das führt einerseits zu erheblich geringerem Gesamtwiderstand und andererseits zu einer merkbaren Vergrößerung des erreichbaren maximalen Auftriebsbeiwerts. Der gleichzeitige Einsatz von Nasenklappen unterstützt diese positiven Effekte durch Unterdrückung der Strömungsablösung an der Vorderkante bei hohem Anstellwinkel. Ein koordinierter Ausschlag von Vorder- und Hinterkantenklappe in Funktion von α wird in [/Evans Hy 85/](#) als „adaptiver Flügel“ beschrieben.

Die Einführung einer instabilen Basisauslegung in Verbindung mit dem Einsatz von Manöverklappen erlaubt die Erfüllung zunächst aerodynamisch widersprüchlicher Forderungen. Voraussetzung dafür ist allerdings die technische Realisierbarkeit, d. h. die zuverlässige künstliche Stabilisierung durch ein schnelles Flugregelungssystem, das die Manöverklappen mit einbezieht. Die ursprüngliche Forderung nach Stabilität des ungeregelten Flugzeugs wird dabei durch die Forderung nach Stabilisierbarkeit, d. h. nach ausreichender Stelleistung und Sicherheit des Regelungssystems ersetzt.

Als Maß für die Instabilität in der Längsbewegung eignet sich besonders eine Auftragung des Derivativs $C_{m\alpha}$ über dem Anstellwinkel. Bild 19.8 (links) zeigt zunächst einen typischen Verlauf von $C_m = f(\alpha)$ für einen instabilen Entwurf. Durch Vollausschlag der Nicksteuerflächen muß bei $C_{A\max}$ noch ein ausreichendes negatives (abnickendes) Moment erzielbar sein, um das Flugzeug in den normalen Flugbereich zurückzuführen. Dieses „pitch recovery moment“ ist eine der begrenzenden Größen für den Entwurf instabiler Flugzeuge.

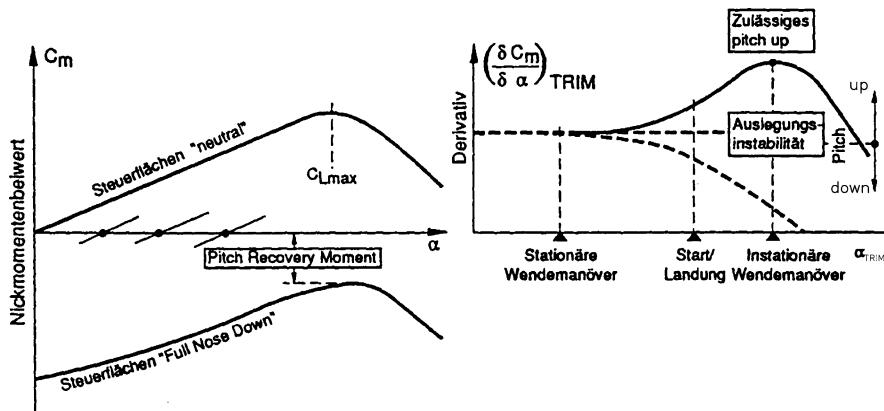


Bild 19.8 Verlauf der Längsmomentenbeiwerte über dem Anstellwinkel (aus [/Mangold 90/](#))

Bild 19.8 (rechts) veranschaulicht, daß neben einem konstanten Wert von $C_{m\alpha}$ Bereiche mit höherem $C_{m\alpha}$ (aufnickend) auftreten können. Gegenüber dem ausgetrimmten Zustand tritt hier ein zusätzliches Moment auf, das eine positive Nickbeschleunigung (*pitch up*) erzeugt. Auch das muß zuverlässig ausgeregelt werden können, d. h. es muß dafür genügend Stellreserve verfügbar sein.

Einer der wichtigsten Flugeigenschaftsparameter zur Beurteilung der Manövrfähigkeit ist der in [Kap.11.2.2](#) eingeführte *control anticipation parameter* (CAP).

Nach einem sprungförmigen Nickkommando erwartet der Pilot einen unmittelbaren Aufbau des Lastvielfachen, der sich möglichst frühzeitig durch eine koordinierte Nickbeschleunigung ankündigt und zu einem definierten quasistationären Wert für n_z führt (siehe [/Mangold 90/](#)). Beide Größen q_K und n_z sollen weder überschreiten, noch zu träge einsetzen, ihr optimales Verhältnis ist daher nach [Bild 11.6](#) eine Funktion der AS-Frequenz und der Zählerzeitkonstante T_Θ . Wegen

$$\text{CAP} = \frac{\dot{q}_K(t=0)}{n_z(t \text{ groß})} = \frac{\omega_{0\text{AS}}^2}{\Delta n_z / \Delta \alpha_{(\text{stat})}} \approx \frac{g \bar{c}}{i_y^2} \frac{C_{m\alpha}}{C_{A\alpha}} = \frac{g}{i_y^2} x_N \quad (19.1.10)$$

wird durch den CAP-Parameter auch eine bestimmte effektive Federkonstante, bezogen auf den Trägheitsradius $i_y = \sqrt{I_y/m}$ gefordert. Diese muß bei instabilem Basisflugzeug durch das Regelungssystem erzeugt werden.

Schließlich ist die Reaktion auf Turbulenz bei einem instabilen Flugzeug größer als bei einem stabilen und ist entsprechend schwieriger auszuregeln. Fliegt z. B. ein stabiles Flugzeug in ein Aufwindfeld ein, so erzeugt die Erhöhung des Anstellwinkels ein abnickendes Moment, wodurch α und n_z abgemindert werden. Durchfliegt jedoch ein instabiles Flugzeug ein solches Aufwindfeld, so werden im Gegenteil durch Aufnicken α und n_z verstärkt. Auch bei schnellem Reglereingriff (hohe Stellgeschwindigkeit der Ruder) läßt sich eine anfängliche positive Nickbeschleunigung nicht verhindern.

Diese erhöht α und verstärkt somit die Störung. Der Regler muß zunächst die positive Nickgeschwindigkeit abbauen, bevor er die Bö ausregeln kann. Die Dauer der Böenwirksamkeit verlängert sich also. Für diese Stabilisierung und Störunterdrückung ist eine entsprechende Reserve an Stellausschlag und -laufgeschwindigkeit nötig. Es kann nicht akzeptiert werden, daß die Stellsysteme bei starker Turbulenz in die Sättigung geraten und die Manövriertüchtigkeit dadurch verloren geht.

Insgesamt lassen sich also in der Längsbewegung folgende Anteile an geforderter Stelleistung spezifizieren:

- Stabilisierung des Flugzeugs im gesamten Flugbereich einschließlich maximalem Anstellwinkel und maximaler Machzahl,
- Erzeugen ausreichender Dämpfung von Anstellwinkelschwingung und Phygioide,
- präziser Aufbau des vom Piloten gewünschten Lastvielfachen ohne Überschwingen,
- Ausregeln der maximal zu erwartenden Bö,
- Verhindern von Pitch-up im ungünstigsten Bereich,
- Ausgleich des Einflusses inertialer Kopplung bei maximaler Rollgeschwindigkeit und maximalem Anstellwinkel.

Dabei sind nicht alle Forderungen gleichzeitig zu erfüllen, beispielsweise wird man in Gebieten mit hoher Turbulenz nicht die volle Manöverleistung fordern. In [Bild 19.9](#) wird der maximale und minimale $C_m(\alpha)$ -Verlauf dem Stellbedarf

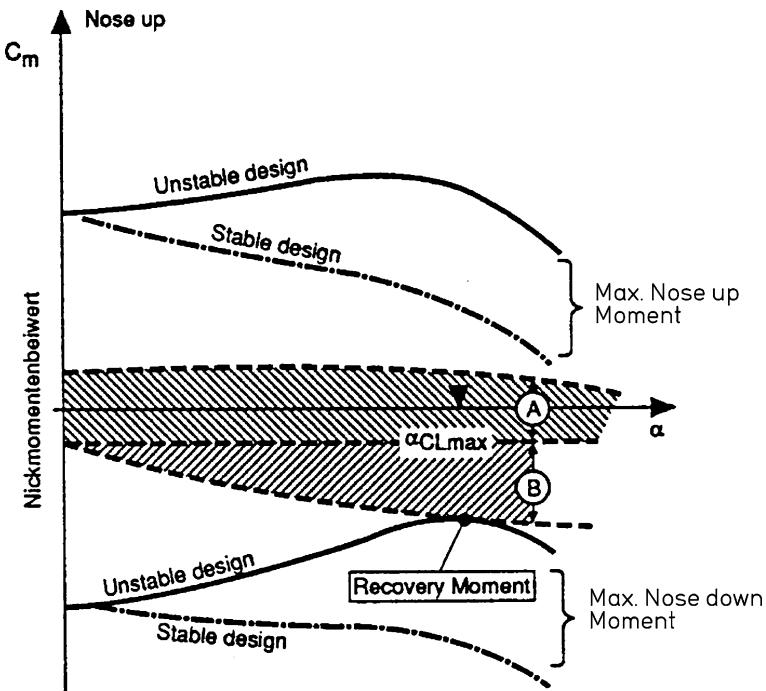


Bild 19.9 Gegenüberstellung des Stellbedarfs mit dem verfügbaren Stellbereich des Längsmoments aus [/Mangold 90/](#). (A) Stabilisierung und Steuerbarkeit in der Nickachse bei konstantem Staudruck, (B) Kompensation der inertialen Rollkopplung ($p_{\max} = \text{const}$)

gegenübergestellt. Dieses veranschaulicht, daß die Forderungen in Grenzbereichen bei einem instabilen Flugzeug schwieriger zu erfüllen sind als bei einem stabilen.

Die bisherige Diskussion hat gezeigt, daß als Entwurfsparameter neben dem verfügbaren Stellmoment die Geschwindigkeit des Stellmomenten-Aufbaus die größte Rolle spielt. Beide bestimmen das Maß der zulässigen Instabilität des Basisflugzeugs, das sei an dem stark vereinfachten Denkmodell von Bild 19.10 erläutert.

Der Anstellwinkel des Flugzeugs werde plötzlich um den Wert $\Delta\alpha$ aus seinem Gleichgewichtszustand gestört. Die Instabilität bewirkt ein weiteres exponentielles Aufklingen von $\Delta\alpha$, wobei als Maß für die Instabilität die Zeit T_2 herangezogen werden kann, bis zu der sich die Anstellwinkelstörung verdoppelt hat (Doppelwertzeit). T_2 ist um so kleiner, je weiter der instabile Pol der ÜF nach rechts wandert. Die Gegenreaktion des Reglers erfolgt nach einer Totzeit T_1 mit endlicher Stellgeschwindigkeit dM_η/dt . Um die Wirkung auszugleichen, muß das zeitliche Integral über $(M_\eta - M_\alpha)$ null werden, d. h. die schraffierten Flächen in Bild 19.10 müssen sich gegenseitig aufheben. Sind Stellgeschwindigkeit und/oder maximales Stellmoment zu klein, so ist keine Stabilisierung mehr möglich. Die Stabilisierbarkeit ist also eine Funktion

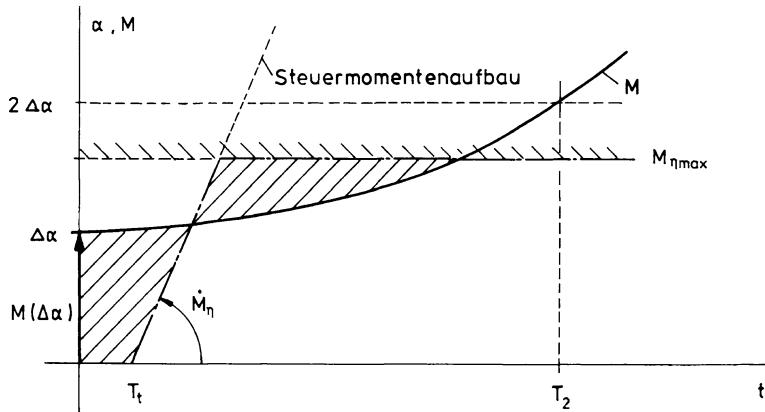


Bild 19.10 Denkmodell zum Problem der Stabilisierbarkeit nach [/Mangold 90/](#)

- der Eigendynamik des Flugzeugs, repräsentiert durch die Doppelwertzeit T_2 ,
- der Reglertotzeit T_t ,
- der Aufbaugeschwindigkeit \dot{M}_η des Steuermoments,
- des maximalen Steuermoments $M_{\eta \max}$.

19.1.6 Anforderungen an die Seitenbewegung

Der gezielte Einsatz von Instabilität in der Seitenbewegung bringt nur eine unwesentliche Verbesserung der Widerstandsbilanz, erfordert dafür aber hoher regelungstechnischen Aufwand und reduziert die Agilität im Bereich hoher Anstellwinkel. Moderne Kampfflugzeuge werden daher in der Seitenbewegung mehr oder weniger konventionell ausgelegt. Dabei wird ein möglichst kleines Leitwerk angestrebt, so daß das Flugzeug im kritischen Bereich gerade indifferent ist.

Die wichtigsten Auslegungsparameter sind dabei die stationären Derivative $C_{n\beta}$, $C_{l\beta}$, $C_{n\xi}$ und $C_{l\xi}$, wie schon in [Kap.11.2.2](#) angeführt. Wegen der großen reduzierten Masse

$$\mu_s = \frac{4m}{\rho Sb} \approx 50 \quad (19.1.11)$$

spielen die Trägheitskräfte eine weit größere Rolle als die Dämpfungskräfte, so daß die instationären Derivate häufig vernachlässigt werden können. Das ist vorteilhaft, da letztere schwierig zu bestimmen sind und stark mit dem Flugzustand variieren. Die Seitenstabilität bei hohem Anstellwinkel kann durch das relativ einfache Weismann-Kriterium $C_{n\beta \text{ dyn}}$ beschrieben werden, das einer effektiven Windfahnenstabilität in aerodynamischen Achsen entspricht. Die Stabilitätsforderung lautet

$$C_{n\beta \text{ dyn}} = C_{n\beta} \cos \alpha - \frac{i_z^2}{i_x^2} C_{l\beta} \sin \alpha > 0 . \quad (19.1.12)$$

Die Neigung zum seitlichen Ausbrechen des Flugzeugs (*departure*) und zum Einsetzen von Trudeln ist gering, so lange außerdem gilt

$$C_{n\beta} - \frac{C_{n\xi}}{C_{l\xi}} C_{l\beta} > 0 . \quad (19.1.13)$$

Die Vorhersage dieser Parameter für den Bereich hoher Anstellwinkel ist allerdings schwierig, da sie dann stärker von Strömungsablösungen im vorderen Rumpfteil (Flugzeugnase, Entenflügel) beeinflußt sind als vom Seitenleitwerk.

Das erforderliche Roll- und Gier-Steuerpotential wird bestimmt durch die Fähigkeit, schnelle, koordinierte Rollmanöver durchzuführen. Wie schon in Kap. 19.1.4 diskutiert, müssen Rollmanöver um den Geschwindigkeitsvektor präzise eingeleitet, koordiniert durchgeführt und ebenso exakt wieder ausgeleitet werden können. Die Rolleistung wird durch folgende Größen und typischen Werte charakterisiert:

- Rollzeitkonstante T_R ($\approx 0,7$ s),
- maximale Rollgeschwindigkeit $p_{Kk \text{ max}}$ (≈ 100 %/s),
- Zeit bis zum Erreichen von $\Phi = 90^\circ$ nach sprungförmigem Rollkommando $t_{\Phi=90^\circ}$ ($\leq 1,4$ s).

Für beide Maßnahmen muß genügend Stelleistung in Rollen und Gieren vorhanden sein. Während die Giersteuerbarkeit bei hohem Anstellwinkel infolge Abschattung und Wirbelablösung begrenzt ist, wird das Rollsteuerpotential bei Flugzeugen mit kombinierter Nick-Roll-Steuerung (*taileron, flaperon*) abhängig von der Nick-Steuerleistung. Die Anteile geforderter Stelleistung in der Seitenbewegung lassen sich wie folgt spezifizieren:

- Stabilisierung bei hohem Anstellwinkel (Spiralbewegung, Trudeln),
- Erzeugen ausreichender Dämpfung der Taumelschwingung,
- präziser und schneller Aufbau hoher Rollgeschwindigkeit um den Geschwindigkeitsvektor,
- Ausregeln von Turbulenz,
- Ausregeln von Unsymmetrie.

19.2 X31-A Regelungssystem

Als eines der modernsten Flugregelungssysteme für einen Kampfflugzeug-Typ soll im folgenden die Vorgaberegelung für das deutsch-amerikanische Experimentalflugzeug X31-A beschrieben werden. Mit diesem Flugzeug (Erstflug Oktober 1990) wurde der Flugbereich bei abgelöster Strömung, im sogenannten *post stall*, untersucht ([/Huber Ga 92/](#), [/Huber 95/](#), [/Stoliker Bo 96/](#), [/Stoliker Bo 97/](#)).

19.2.1 Regelungskonzept

Das Steuerflächenkonzept der X31-A zeigt Bild 19.11. Die aerodynamische Steuerung ist gekennzeichnet durch ein Seitenruder, differentiell ansteuerbare Hinterkantenklappen (*symmetric and differential trailing edge flaps, flapetrons*) zur Roll- und Nicksteuerung sowie Entenflügel (*canards*) zur Nicksteuerung. Im Bereich extremer Anstellwinkel reicht die aerodynamische Steuerwirksamkeit nicht aus, insbesondere wird das Seitenleitwerk bei $\alpha \approx 45^\circ$ unwirksam. Die aerodynamische Steuerung muß daher durch Schubvektorsteuerung unterstützt werden, die ab $\alpha > 30^\circ$ zunehmend die Nick- und Giersteuerung übernimmt und ab $\alpha \approx 45^\circ$ die Giersteuerung und Stabilisierung allein erzeugt. In der Nickachse ist das Flugzeug aerodynamisch instabil ($x_N/\bar{c} = -12\%$).

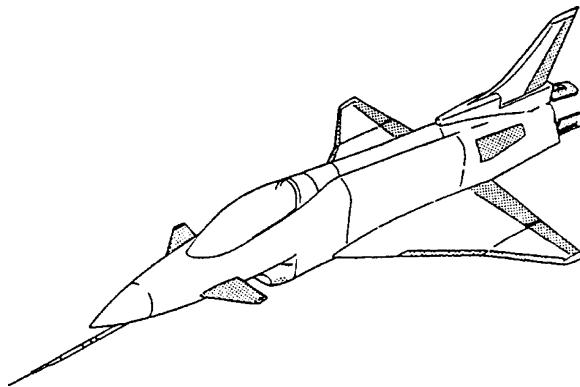


Bild 19.11 Steuerflächen der X31-A nach /Beh Ho 92/

Die Flugsteuerung ist rein elektrisch digital ausgeführt ohne mechanische Notsteuerung. Das von MBB entwickelte Regelungssystem ist ein Fly-by-Wire-Vor-gaberegelungssystem, durch das der Pilot mit Hilfe von Steuernüppel und Pedalen die drei Führungsgrößen Rollen um den Fluggeschwindigkeitsvektor, Anstellwinkel bzw. Lastvielfaches bei hohem Staudruck und den Schiebewinkel steuert. Das Regelungssystem besteht aus einer linearen Zustandsrückführung und einer nichtlinearen Vorsteuerung entsprechend Kap.17.2. Bild 19.12 zeigt die Grobstruktur.

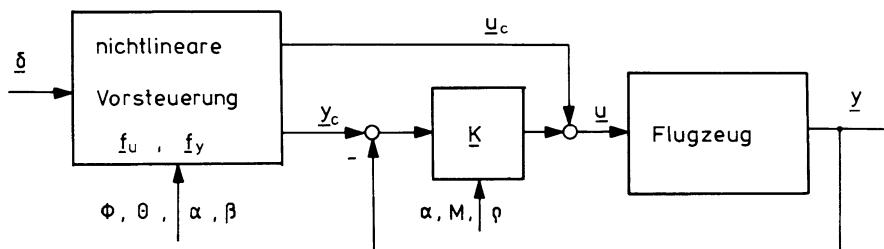


Bild 19.12 Struktur des X31-A Regelungssystems

Aus den Piloten-Steuerkommandos werden über die nichtlineare Funktion \underline{f}_u die stationären Vorsteuerwerte für die Stellgrößen und über die Funktion \underline{f}_y die stationären Vorsteuerwerte für sämtliche Zustandsgrößen generiert. Die Funktionen \underline{f}_u und \underline{f}_y beschreiben das inverse stationäre Modell der ungeregelten Strecke für den jeweiligen Flugzustand und das jeweilige Pilotenkommando (also auch z. B. für konstante Rollgeschwindigkeit). Hierin sind die Koppeleinflüsse der Strecke und auch die Koordinierung der verschiedenen Stellglieder enthalten. Um den Realisierungsaufwand in Grenzen zu halten, wurden einige Zusammenhänge in der Vorsteuerung vereinfacht und kleine Einflüsse vernachlässigt.

Aus diesem inversen stationären Modell resultieren Werte für die Vorsteuerung der Stellgrößen und Führungswerte für alle Zustandsgrößen. Letztere dienen als Vorgaben für die lineare Zustandsrückführung. Die Reglermatrix \underline{K} wurde für jeden Flugzustand (Baro-Höhe, M , α) mit Hilfe einer Riccati-Optimierung an Hand linearer Gleichungen vierter Ordnung von Längs- und Seitenbewegung bestimmt. Die Stabilitäts- und Flugeigenschaftsuntersuchungen wurden mit einem linearen Modell hoher Ordnung (inklusive Sensor-, Aktuatordynamik etc.) durchgeführt. Waren die Ergebnisse nicht zufriedenstellend, wurden die Wichtungsmatrizen modifiziert. Die nichtlineare Simulation wurde im letzten Schritt zur Überprüfung der erzielten Ergebnisse verwendet, und um die Nachweise für *carefree handling* zu erbringen.

Diese Grobstruktur basiert auf einem vereinfachten Modell und idealen Meß- und Stellsystemen. Um den tatsächlichen Verhältnissen Rechnung zu tragen, wurden Filter verschiedener Art in Vorwärts- und Rückführzweig eingefügt und zwar:

- Bandsperrre (*notch filter*), um unerwünschte Rückkopplungen über die elastischen Freiheitsgrade zu verhindern,
- phasenvoreilende (PDT₁-)Filter, um die Stabilitätsreserve zu erhöhen,
- Hochpaßfilter (*wash-out filter*) zur Unterdrückung stationärer Wirkungen (z. B. Bias, Nullpunktfehler),
- Filterung des Pilotenkommandos zur Verbesserung der Führungseigenschaften,
- Umrechnung der Steuerknüppelausschläge in Führungswerte (*scaling*),
- Begrenzung von Amplitude und Änderungsgeschwindigkeit des Pilotenkommandos (*amplitude and rate limiting*),
- Beobachtungsfilter zum Schätzen nicht meßbarer Größen.

Eine integrierende Rückführung der Zustandsdifferenzen einiger Zustandsgrößen verbessert die stationäre Führungsgenauigkeit und gleicht Modellierungsfehler aus (*Huber We 91*).

19.2.2 Nichtlineare Sollzustandsgenerierung

Die Zuordnung zwischen Pilotenkommandos und Führungsgrößen ist wie folgt:

$$\begin{aligned}\delta_\xi \text{ (Steuerknüppel)} &\rightarrow p_{\text{Kac}} \\ \delta_\eta \text{ (Steuerknüppel)} &\rightarrow \alpha_c, n_{\text{zac}} \\ \delta_\zeta \text{ (Pedale)} &\rightarrow \beta_c, (n_{\text{yac}}) .\end{aligned}$$

Es werden also Anstell- und Schiebewinkel und die Flugzeug-Drehgeschwindigkeit p_{Kac} um \vec{V}_A (d.h. in aerodynamischen Achsen) gesteuert. Die Anstellwinkelvorgabe wird bei hohem Staudruck auf Lastvielfachenvorgabe umgeschaltet. Auch die Komponenten des Lastvielfachen werden in aerodynamischen Achsen beschrieben.

Diese Vorgabegrößen sind mit den Zustands- und Meßgrößen q_K , α , p_K , r_K und β zu vergleichen, wobei wegen der großen Winkel ($\alpha_{\max} > 45^\circ$, $\beta_{\max} = \pm 10^\circ$) und der hohen Drehgeschwindigkeit die vollständigen Gleichungen der Flugzeuggbewegung herangezogen werden müssen. Da die Fahrt vorwiegend mit Hilfe des Schubes gesteuert wird, kann sie in diesem Zusammenhang als konstant angesehen werden.

Die Winkel α_c und β_c werden zunächst in die alternativen Vorgabegrößen n_{zac} und n_{yac} (Lastvielfache in aerodynamischen Achsen) umgerechnet, und zwar mit Hilfe der Kraftgleichung

$$\begin{bmatrix} n_{ya} \\ n_{za} \end{bmatrix} = \frac{1}{G} \begin{bmatrix} Q(\beta) \\ -A(\alpha) - F \sin \alpha \end{bmatrix} = \frac{(\rho/2) V_A^2 S}{G} \begin{bmatrix} C_{Q\beta} \beta \\ -C_{A0} - C_{A\alpha} \alpha \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ F/G \sin \alpha \end{bmatrix}. \quad (19.2.1)$$

Für die Umrechnung dieser Größen in entsprechende Drehgeschwindigkeiten wird ebenfalls die Kraftgleichung herangezogen, wobei $\dot{V}_K \approx 0$ und die Winkel α_w und β_w als klein angenommen werden. Nach einer Gl.5.2.17 entsprechenden Beziehung in aerodynamischen Achsen zusammen mit Gl.5.2.3 lässt sich herleiten

$$\begin{bmatrix} n_{ya} \\ n_{za} \end{bmatrix} = \frac{1}{g} \begin{bmatrix} V_K r_{Ka} \\ -V_K q_{Ka} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \sin \mu_A \cos \gamma_A \\ \cos \mu_A \cos \gamma_A \end{bmatrix} \quad (19.2.2)$$

und umformen zu

$$\begin{bmatrix} r_{Ka} \\ q_{Ka} \end{bmatrix} = \frac{g}{V_K} \begin{bmatrix} n_{ya} + \sin \mu_A \cos \gamma_A \\ -n_{za} - \cos \mu_A \cos \gamma_A \end{bmatrix}. \quad (19.2.3)$$

Um die Regelabweichungen bezüglich dieser Größen zu bestimmen, müssen auch die gemessenen Drehgeschwindigkeiten in aerodynamische Achsen umgerechnet werden. Da β als klein angenommen werden kann ($< 10^\circ$) gilt mit Gl.2.2.14

$$\begin{bmatrix} p_{Ka} \\ q_{Ka} \\ r_{Ka} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha & \beta & \sin \alpha \\ -\beta \cos \alpha & 1 & -\beta \sin \alpha \\ -\sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_K \\ q_K \\ r_K \end{bmatrix}. \quad (19.2.4)$$

Das führt auf die in Bild 19.13 gezeigte Struktur des Vorgaberegelungssystems mit Vorsteuerung und Zustandsvektorrückführung, die im folgenden getrennt nach Längs- und Seitenbewegung dargestellt werden. Die Herleitung hat allerdings gezeigt, daß eine konsequente Verknüpfung aller vier Freiheitsgrade (einschließlich

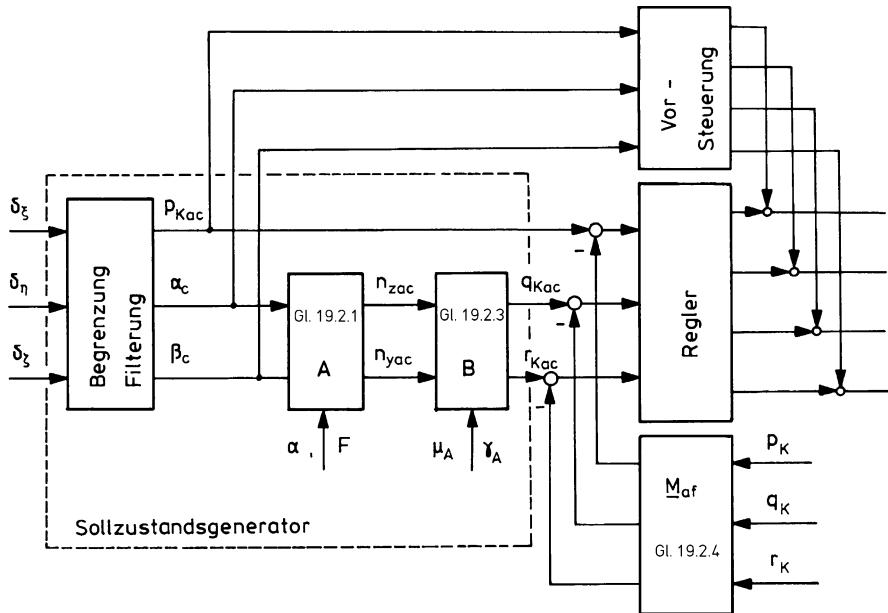


Bild 19.13 Detaillierte Struktur der X31-A-Vorgaberegelung

Schub und Fluggeschwindigkeit) noch sinnvoller wäre und keinen wesentlich höheren Aufwand erfordern würde. Es steckt also noch einiges Entwicklungspotential in diesem äußerst interessanten Regleransatz.

Der Regler enthält außerdem Elemente zur Berücksichtigung der inertialen Rollkopplung bei hohem Anstellwinkel, die schon in Kap. 19.1.4 behandelt wurde. Diese basiert auf der Berücksichtigung der inertialen Terme in der Momentengleichung 5.2.24. Deren unsymmetrische Elemente lauten

$$\begin{bmatrix} I_x & -I_{xz} \\ -I_{xz} & I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{p}_K \\ \dot{r}_K \end{bmatrix} + q_K \begin{bmatrix} r_K(I_z - I_y) - p_K I_{xz} \\ p_K(I_y - I_x) + r_K I_{xz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L \\ N \end{bmatrix}_f . \quad (19.2.5)$$

Wegen der hohen Drehgeschwindigkeiten wird auch das Kreiselmoment des Triebwerks berücksichtigt (mit Trägheitsmoment I_F um die Rotationsachse ω_F)

$$\vec{Q} = \begin{bmatrix} 0 \\ r_K \\ -q_K \end{bmatrix} I_F \omega_F . \quad (19.2.6)$$

In beiden Fällen müssen die inertialen Koppelmomente durch entsprechende Stellmomente kompensiert werden. Den notwendigen Zusatz zu Bild 19.13 zeigt Bild 19.14.

Für die Sollzustandsgenerierung (nichtlineares Flugzeugmodell) wie für die Schubvektorsteuerung (Stellmoment abhängig vom Schub) ist die Kenntnis der

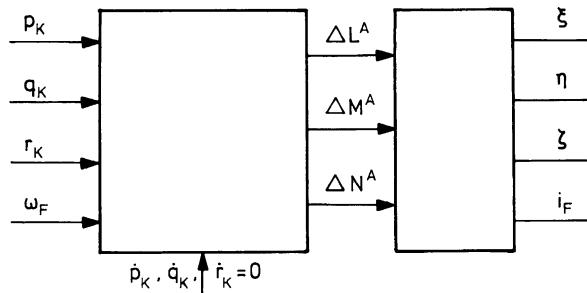
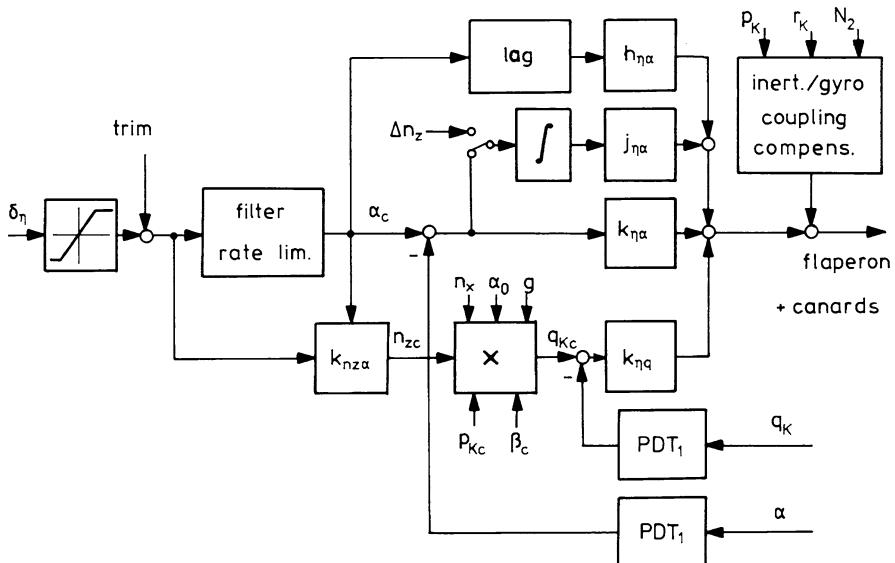


Bild 19.14 Zur Kompensation inertialer Kopplungen

aktuellen Flugzeugmasse und des Schubes nötig. Beide sind nicht direkt meßbar und müssen mit Hilfe des aerodynamischen Flugzeugmodells geschätzt werden. Hierzu werden die stationäre Auftriebs- und Widerstandsgleichung herangezogen.

19.2.3 Reglerstruktur

Den Regler für die Längsbewegung in vereinfachter Form zeigt Bild 19.15. Im Normalfall (bei niedrigem Staudruck) wird der Anstellwinkel geführt. Dieser hier gezeigte Fall ermöglicht gleichzeitig eine Begrenzung des geforderten C_A -Wertes und liefert damit eine Schutzfunktion. Bei hohem Staudruck überwiegt das Lastvielfache

Bild 19.15 Vereinfachtes Blockschaltbild des X31-A-Reglers für die Längsbewegung
(/Beh Ho 92/)

gegenüber dem Anstellwinkel, deshalb wird der Sollwert α_c durch n_{zc} ausgetauscht. Der Rest des Reglers bleibt unverändert. Die Vorsteuerung von α_c auf Klappen und Entenleitwerk ist mit einer Verzögerung versehen, um der verzögerten Flugzeugreaktion Rechnung zu tragen und einen Konflikt zwischen Vorsteuerung und Regler zu vermeiden. Die beiden Stellglieder werden so koordiniert, daß im Normalflug der induzierte Widerstand minimiert wird (bei kleinem α) und bei großem α ausreichendes Steuerpotential verbleibt. Bei Start und Landung wird dagegen auf Maximalauftrieb optimiert. Da das aerodynamische Nicksteuerpotential auch bei hohem α ausreicht, wird die Schubvektorsteuerung nicht zur Vorsteuerung eingesetzt. Außerdem ist die Schubvektorsteuerung nur simplex ausgelegt, daher wird diese aus Sicherheitsgründen nicht zum Trimmen benutzt.

Aus dem Pilotenkommando werden Vorgabewerte für α (bzw. n_{za}) gebildet, wobei die im vorigen Abschnitt hergeleiteten Zusammenhänge vereinfacht eingesetzt werden. Die Meßgrößen α und q_K werden durch PDT₁-Filter mit einer Phasenvoreilung versehen. Beide Regeldifferenzen werden koordiniert auf Klappen und Entenleitwerk geführt.

Jede Regelschleife erhält einen gesonderten Verstärkungsfaktor, der eine Funktion der Machzahl, der barometrischen Höhe und des Anstellwinkels ist. Auch die Aufschaltung auf die Stellgrößen Fügelklappe (*flaperon*) und Entenleitwerk geschieht über verschiedene Verstärkungsfaktoren. Bei Einsatz von Schubvektorsteuerung werden die Kommandos auf die drei Stellgrößen neu verteilt, abhängig von ihrer Wirksamkeit.

Für die Rückführung stehen vier Zustandsgrößen zur Verfügung. Da aber die AS-Dynamik im Vordergrund steht, wird auf eine Rückführung von V_A und Θ verzichtet. Die integrierende Rückführung von $\Delta\alpha$ bzw. Δn_z erlaubt nur eine leichte Modifikation der Phygoide. Die drei Stellgrößen Klappen, Entenleitwerk und Schubvektor werden mit fester Zuordnung zusammengefaßt, erscheinen für die Optimierung also nur als eine Stellgröße. Die Wichtungsmatrizen für die Riccati-Optimierung sind äußerst einfach und enthalten nur zwei Elemente, mit denen Frequenz und Dämpfung der AS vorgegeben werden können.

Die Vorgabegrößen in der Seitenbewegung sind p_{Kac} und β_c . Die Stellglieder sind differentiell angesteuerte Klappen (*flaperon*, ξ), Seitenruder (ζ), und bei $\alpha > 30^\circ$ die seitliche Schubvektorsteuerung.

Das Rollkommando des Piloten enthält eine quadratische Kennlinie, um eine geringe Empfindlichkeit um Null und eine große Empfindlichkeit bei Vollausschlag zu erzeugen. Die maximal kommandierte Rollgeschwindigkeit ist abhängig vom Flugzustand so gewählt, daß bei maximaler Rollsteuerbarkeit genügend Stellpotential zur Stabilisierung übrig bleibt. Die Rollbeschleunigung \dot{p}_{Kc} ist begrenzt, um eine Stellmotorsättigung zu vermeiden.

Ein Pedalausschlag erzeugt bei niedrigem Staudruck einen Sollwert von $\beta_{c \max} = \pm 10^\circ$ und bei hohem Staudruck von $\pm 5^\circ$. Diese Steuerung wird bei hohem Anstellwinkel oder bei großen Rollkommandos ausgeblendet, um das verfügbare Stellpotential vorzugsweise zur Rollsteuerung einzusetzen.

Die Sollzustandsgenerierung gibt die Gleichungen 19.2.1 bis 19.2.3 in vereinfachter Form wieder. Die Zustandssollwerte p_{Kac} und β_c werden als Vorsteuerung

auf alle drei Stellglieder geführt, die Verstärkungen resultieren aus dem stationären Flugzeugverhalten.

Als Rückführgrößen werden die drei Zustandsgrößen p_K , r_K und β verwendet, auf eine ϕ -Rückführung wird verzichtet, da diese nur geringen Einfluß auf Tau melschwingung und Rollbewegung hat. Die Wichtungsmatrix Q wird verwendet, um die Dynamik vorzugeben (Diagonalelemente) und Roll- und Gierbewegung zu entkoppeln (übrige Elemente). Den Aufbau des Reglers in vereinfachter Form zeigt Bild 19.16.

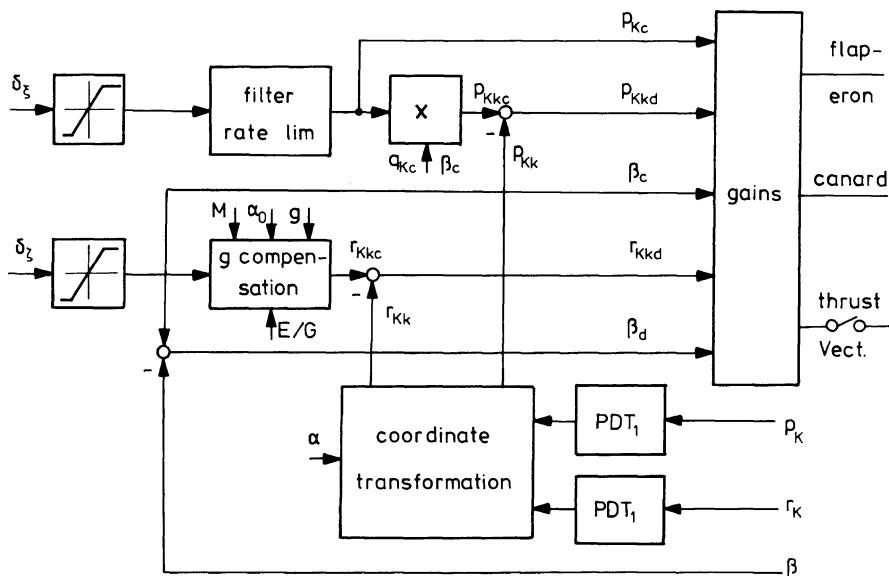


Bild 19.16 Vereinfachtes Blockschaltbild des X31-A-Reglers für die Seitenbewegung
(nach /Beh Ho 92/)

19.3 Eurofighter Typhoon Regelungssystem

Der Eurofighter Typhoon ist ein Delta-Canard-Flugzeug (Canard: Entenflügel, vgl. 10.1.2) mit einer Leermasse von ca. 12 t und einer maximalen Abflugmasse von ca. 23 t. Bild 19.17 zeigt eine schematische Darstellung des Flugzeugs und gibt einen Überblick über die Stellflächen, die für die Steuerung und Regelung des Flugzeugs verwendet werden.

Das Flugregelungssystem des Eurofighters ist ein vierfach redundantes, digitales Fly-by-Wire-System /Kaul Se 84/, /Kaul 92/. Es erfüllt die Forderungen nach künstlicher Stabilisierung, ausgezeichneten Flugeigenschaften und hoher Agilität für ein Flugzeug, welches

- in der Nickachse im Unterschall sowie
- in der Seitenbewegung im Überschall und bei hohem Anstellwinkel

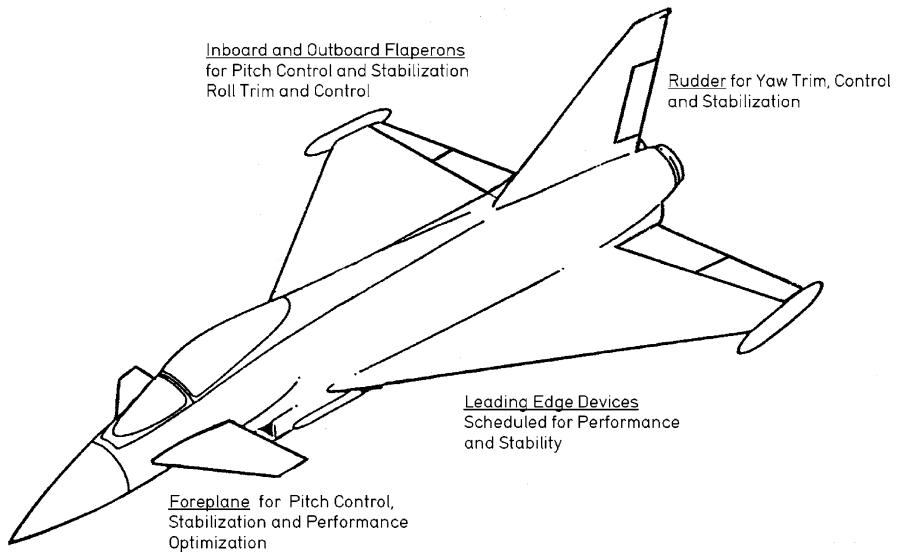


Bild 19.17 Primär- und Sekundärsteuerflächen des Eurofighters /Kaul 92/

instabil ist. Die vom Flugregelungssystem durchgeföhrten Aufgaben umfassen die Messung der notwendigen Sensorgrößen, die Berechnung der Regelalgorithmen, sowie die Erzeugung der Stellflächenkommandos, um die vom Piloten gewünschten Manöver durchzuführen. Im Gegensatz zu anderen vergleichbaren Flugzeugen ist eine umfassende Betriebsgrenzenregelung (*carefree handling*) verwirklicht, die die Kommandos des Piloten sowie die Stellausschläge in geeigneter Weise limitiert und damit ein Verlassen des sicheren Flugbereichs vermeidet. Dadurch wird die Arbeitsbelastung des Piloten reduziert und dieser kann sich auf die Bedienung des Waffensystems konzentrieren.

Darüberhinaus stellt das Flugregelungssystem des Eurofighter eine Vielzahl von Autopilotenbetriebsarten zur Verfügung, die ebenfalls dazu dienen, die Arbeitsbelastung des Piloten zu reduzieren.

Hauptsteuerfläche des Eurofighter ist die geteilte Hinterkantenklappe, die sowohl symmetrisch (Längsbewegung) also auch asymmetrisch (Seitenbewegung) ausgeschlagen werden kann. Weiter stehen Entenflügel (*Canard, Foreplane*) und Seitenruder als primäre, schnellfahrende Steuerflächen zur Verfügung.

Die Vorderkantenklappe (*leading edge device*) wird bei höherem Anstellwinkel ausgefahren. Dadurch wird einerseits die Flügelwölbung und damit der Auftrieb erhöht und andererseits für ein stabilisierendes Schieberollmoment in der Seitenbewegung gesorgt.

Sowohl der Entenflügel als auch die Hinterkantenklappe werden für die Stabilisierung der Nickachse und für die Vorgabe der gewünschten Flugeigenschaften eingesetzt. Für die Trimmung werden die niederfrequenten Anteile (< 0,1 Hz) der

Rückführungen auf die Hinterkantenklappe aufgeschaltet, während der Canard über ein Fahrgesetz abhängig von Machzahl und Anstellwinkel so eingestellt wird, daß der Widerstand minimiert wird. Erst wenn die Trimmgrenze der Hinterkantenklappe erreicht ist, wird der zusätzliche Trimmbedarf auf den Canard übertragen, um genügend Stellreserve für das Manövrieren in Roll- und Nickachse bzgl. der Hinterkantenklappen zu behalten.

19.3.1 Regelungskonzept

Im Cockpit des Eurofighter stehen dem Piloten der Steuerknüppel für die Vorgabe der Regelgrößen in Nick- und Rollachse, sowie das Pedal zur Vorgabe der Regelgröße in der Gierachse zur Verfügung. Die Vorgabegrößen können in allen drei Achsen durch integrierende Regelung stationär genau eingestellt werden.

In der Nickachse werden in Abhängigkeit vom Flugzustand die folgenden drei Vorgabegrößen verwendet:

- für kleine Steuerknüppelkommandos wird die Lastvielfachenabweichung vom Flug bei $1g$, $\Delta n_{za} = n_{za} - \cos \gamma$, vorgegeben. Mit der Nullstellung des Steuerknüppels wird also ein $1g$ -Flug kommandiert und durch die integrierende Regelung stationär genau eingestellt. Dadurch wird eine automatische Trimmung des $1g$ -Fluges (Autotrimmfunktion) realisiert.
- für große Steuerknüppelkommandos δ_η und hohe Fluggeschwindigkeit wird das Lastvielfache n_z vorgegeben. Die Steigung der Zuordnungsfunktion $\delta_\eta \rightarrow n_z$ wird dabei über den gesamten Flugzustandsbereich konstant gehalten. Gleicher Steuerknüppelausschlag entspricht gleichem Lastvielfachen. Durch die Vorgabe von n_z und die Verwendung der integrierenden Regelung wird die Flugbereichsgrenze für n_z eingehalten.
- für große Steuerknüppelkommandos und niedrige Fluggeschwindigkeit liegt die Anstellwinkelgrenze unterhalb der Lastvielfachengrenze. In diesem Bereich wird der Anstellwinkel α vorgegeben. Durch Verwendung der integrierenden Regelung wird die Flugbereichsgrenze für α eingehalten.

Um einen nahtlosen Übergang zwischen den drei oben genannten Bereichen zu garantieren, werden alle Vorgabegrößen in die entsprechenden Anstellwinkelwerte umgerechnet (unter Verwendung von Gl.19.2.1, aufgelöst nach α bzw. β).

In der Rollachse wird die Rollgeschwindigkeit $p_{Ka,c}$ für Rollen um den Geschwindigkeitsvektor („Windachsenrolle“, siehe Kap.19.1.4, Bild 19.5) als Vorgabegröße verwendet. Die Nullstellung des Steuerknüppels wird der Rollrate Null zugeordnet und durch die Integralregelung stationär genau eingestellt (Autotrimmfunktion). Die Steigung der Zuordnungsfunktion $\delta_\xi \rightarrow p_{Ka}$ wird für kleine Steuerknüppelkommandos über den gesamten Flugbereich konstant gehalten (siehe auch Kap.19.2.3), um dem Piloten die Feinausregelung der Rollage zu erleichtern.

In der Gierachse werden folgende Vorgabegrößen verwendet:

- für kleine Pedalkommandos oder bei hoher Geschwindigkeit wird die Querbeschleunigung $n_{y,c}$ vorgegeben. Insbesondere wird der Nullstellung des Pedals der beschleunigungsfreie Zustand zugeordnet und durch die Integralregelung auch für asymmetrische Flugzeugkonfigurationen stationär genau eingestellt. Die Asymmetrie wird in diesem Falle durch einen kleinen stationären Schiebewinkel ausgeglichen.
- für große Pedalkommandos und geringe Geschwindigkeit wird der Schiebewinkel β_c als Vorgabegröße verwendet und durch die Integralregelung stationär genau eingestellt. Damit wird die Einhaltung der Flugbereichsgrenze für β garantiert.

Der Flugregler des Typhoon lässt sich in die drei Komponenten

- Rückführzweig,
- Vorwärtszweig und
- Störgrößenkompensation

aufteilen. Bei der Auslegung des Rückführzweiges (Kap.19.3.3 und Kap.19.3.4) werden ausschließlich die Forderungen nach Stabilisierung und optimalem Störverhalten berücksichtigt. Die Anpassung an die vom Piloten gewünschten Flugeigenschaften erfolgt über den Vorwärtszweig. Mit dieser Vorgehensweise kann eine wesentlich höhere Bandbreite der Regelung und damit eine wesentlich effektivere Störunterdrückung (nicht kompensierte Störgrößen, atmosphärische Störungen) verwirklicht werden als es bei Berücksichtigung des Führungsverhaltens möglich wäre.

Große und einfach aus den Meßgrößen zu berechnende Störgrößen (*disturbance*: Index D) werden im Flugregler nachgebildet und durch geeignete Stellkommandos kompensiert. Dazu gehören

- das inertiale Koppelmoment (aus Gl.19.1.7)

$$M_D = (I_x - I_z) p_K r_K \quad (19.3.1)$$

in der Nickbewegung,

- die inertialen Koppelmomente aus Gl.19.2.5 in der Seitenbewegung,
- die kinematischen Kopplungen bei Rollen um den Geschwindigkeitsvektor, nach Gl.19.1.4 und Gl.19.1.5

$$\begin{aligned} \dot{p}_K &= \dot{p}_{Ka} \cos \alpha - r_K \dot{\alpha} \\ \dot{r}_K &= \dot{p}_{Ka} \sin \alpha + p_K \dot{\alpha}; \end{aligned} \quad (19.3.2)$$

aus denen folgen einerseits

$$\begin{aligned} L_D &= -I_x r_K \dot{\alpha} \\ N_D &= I_z p_K \dot{\alpha} \end{aligned} \quad (19.3.3)$$

- andererseits die Momente aus der Drehung des Erdbeschleunigungsvektors (wichtig bei geringer Geschwindigkeit /[Osterhuber Ha 04](#)/) unter der Annahme $p_{Ka} \approx \dot{\mu}$

$$\begin{aligned} M_D &= -I_y p_{Ka} \frac{g}{V} \sin \mu \cos \gamma \approx I_y \frac{g}{V} \frac{d}{dt} \cos \mu \cos \gamma \\ N_D &= I_{za} p_{Ka} \frac{g}{V} \cos \mu \cos \gamma \approx -I_{za} \frac{g}{V} \frac{d}{dt} \sin \mu \cos \gamma, \end{aligned} \quad (19.3.4)$$

- die aerodynamischen Momente bei Änderung der Trimmstellung von Vorderkantenklappe, Canard und Luftbremse,
- das aerodynamische Moment durch Verschiebung des Neutralpunkts beim Übergang vom Unterschall zum Überschall und
- das Rollmoment $L_D = -m g n_z \Delta y_{cg}$ infolge n_z bei seitlicher Schwerpunktablage Δy_{cg} .

Um das vom Piloten erwünschte Ansprechverhalten zu erzielen, wird in der Nickachse der *control anticipation parameter* CAP (siehe [Gleichungen 11.2.3](#) und [19.1.10](#)) eingestellt. Das Antwortverhalten der Nickachse wurde für kleine und große Pilotenkommandos unterschiedlich ausgelegt. Für große Änderungen des Pilotenkommandos (*gross-maneuvring* – der Pilot steuert den Bahnwinkel γ) erfolgt eine schnelle Änderung des Anstellwinkels, und der Nicklagewinkel eilt dem Bahnwinkel deutlich voraus (Bild 19.18). Für kleine Änderungen des Pilotenkommandos bei kleiner Änderungsgeschwindigkeit (*tracking* – der Pilot regelt die Nicklage θ) verzögert ein Lag-Lead-Filter das Pilotenkommando, um ein Überschwingen des Nickwinkels über den kommandierten Stationärwert zu vermeiden.

In der Rollachse erzeugt der Pilot mit dem Steuerknüppel das Rollratenkommando $p_{Ka,c}$. Über ein Lag-Lead-Filter im Vorwärtzweig wird die Rollzeitkonstante des geschlossenen Regelkreises τ (im Regler tabelliert) durch einen nur noch geschwindigkeitsabhängigen Wert τ_R ersetzt, wobei je nach Geschwindigkeit Werte zwischen 0,25 s (große) und 0,5 s (kleine Geschwindigkeit) für τ_R gewählt werden:

$$\hat{p} = \frac{1 + \tau s}{1 + \tau_R s} p_{Ka,c}. \quad (19.3.5)$$

Im Nenner des Filters in Gl.19.3.5 steht dabei ein vereinfachtes Modell der Rollbewegung $\dot{p}_{Ka} = -1/\tau_R(p_{Ka} + p_{Ka,c})$, durch welches die über das Kommando erzeugte Rollbeschleunigung \dot{p}_{Ka} begrenzt werden kann.

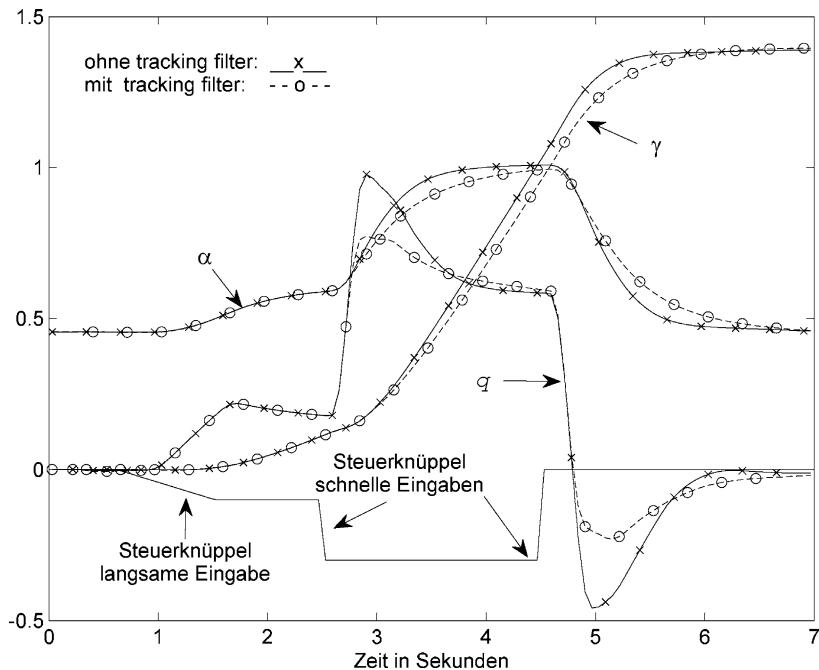


Bild 19.18 Flugeigenschaften in der Nickachse: Reaktion (in Winkeleinheiten) auf schnelle und langsame Piloteneingaben (in Steuerknüppeleinheiten)

19.3.2 Realisierung der Proportionalrückführungen mittels differentiellem PI-Algorithmus

Die Proportionalrückführungen werden grundsätzlich mit dem „Differentiellen PI¹ – Algorithmus“ (DPI – Algorithmus) realisiert. Wie in Bild 19.19 gezeigt, werden alle proportional auf die Stellflächen aufgesetzten Signale zunächst differenziert, dann mit den Rückführverstärkungen multipliziert und schließlich integriert.

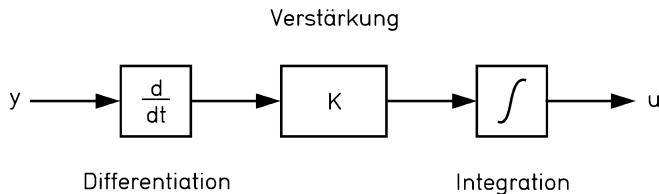


Bild 19.19 Differentieller PI-Algorithmus

¹ Nicht zu verwechseln mit dem in DIN 19226 -2/ definierten PI-Glied

Die Nutzung dieser Grundstruktur ermöglicht es,

- die Rückführverstärkungen an die (verrauschten, turbulenzbehafteten) Meßsignale Machzahl, Staudruck und Anstellwinkel zu adaptieren, ohne Sprünge im Stellkommando zu verursachen. Da die Signalableitung $\dot{\gamma}$ im Stationärzustand Null ist, ergeben sich durch die Adaption keine zusätzlichen Rückführverstärkungen („*hidden gains*“), die bei der Berechnung der Stabilitätsreserven berücksichtigt werden müßten,
- zwischen verschiedenen Reglerbetriebsarten stoß- und transientenfrei umzuschalten, beispielsweise zur Rekonfiguration bei Waffenabgang oder im Fehlerfall,
- das Überlaufen der Integratoren („*integrator windup*“) zu vermeiden.

Der letzte Punkt ist von besonderer Wichtigkeit, da die Stellautorität der Hinterkantenklappe auf symmetrische (Nickachse) und asymmetrische (Roll- und Gierachse) Ausschläge in Abhängigkeit von Flugzustand und Manöver in unterschiedlichen Verhältnissen aufgeteilt werden muß. Die Aufteilung der Stellautorität folgt dabei der Maßgabe, der jeweils instabilen Achse (Nickachse oder Gierachse) Vorrang zu geben.

Der „Differentielle PI-Algorithmus“ bietet einen inhärenten Schutz gegen Integratorüberlauf, der durch Einführen von Amplitudenbegrenzern am Integratoreingang für Ratenbegrenzung und am Ausgang für Ausschlagsbegrenzung realisiert wird, wie in Bild 19.20 gezeigt.

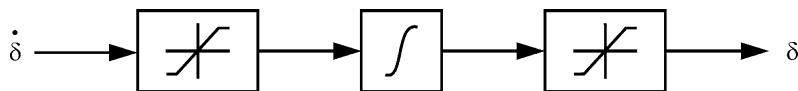


Bild 19.20 Vermeidung von Integrator- Sättigung im DPI- Algorithmus

Alle Rückführpfade enthalten Kerbfilter, um Strukturmöglichkeiten Rechnung zu tragen und Phasenvorhaltefilter, um die Totzeiten und Phasenverluste zu kompensieren, die durch Kerbfilter, Sensorik, Aktuatorik und Digitalisierung entstehen. Die Minimierung von Phasenverlusten bzw. Totzeiten ist zwingend notwendig bei der Regelung einer instabilen Strecke (siehe Kap. 19.1.5).

19.3.3 Längsbewegung

Hauptaufgabe der Rückführungen in der Längsbewegung ist die Stabilisierung der Strecke und die Einstellung der gewünschten Flugeigenschaften. Zur Erfüllung dieser Aufgabe wird die Grundstruktur eines PID-Reglers für den Anstellwinkel α gewählt. Durch die Proportionalrückführung des Anstellwinkels (P-Anteil) wird die Eigenfrequenz der Anstellwinkelschwingung vorgegeben.

Für den Nickdämpfer (D-Anteil) wird eine Schätzung für $\dot{\alpha}$ (Näherung für kleine Schiebewinkel und vernachlässigtes Lastvielfaches) erzeugt. Die gemessene Nickgeschwindigkeit wird dazu um den Einfluß der Erdbeschleunigung und die kinematische Kopplung mit der Seitenbewegung erweitert:

$$\hat{\dot{\alpha}} \approx q_K + \frac{g}{V} \cos \mu \cos \gamma - p_{K\alpha} \beta . \quad (19.3.6)$$

Durch diese Rückführung wird die Dämpfung der Anstellwinkelbewegung vorgegeben. Für den Integralanteil des PID-Reglers wird eine der drei Vorgabegrößen (n_{za} , α und n_z) aus Kap.19.3.1 ausgewählt. Der „Auto- Trimm“- Mode (Δn_{za}) wird dabei in Abhängigkeit von Steuerknüppelausschlag und Flugzustand in die Betriebsgrenzenregelung ($\Delta\alpha$ oder Δn_z) übergeführt. Die Auswahl zwischen Anstellwinkel- oder Lastvielfachenregelung wird über eine „Autoselektor“-Regelung durchgeführt. Dabei werden die beiden Regeldifferenzen $k_{I\alpha}(\alpha_c - \alpha)$ und $k_{I\alpha}k_{\alpha n_z}(n_{z,c} - n_z)$ ständig berechnet und verglichen und jeweils diejenige auswählt, die das betragsmäßig kleinere Nickmoment kommandiert. Die Größe $k_{\alpha n_z}$ bezeichnet dabei den Umrechnungsfaktor zwischen n_z und α , errechnet aus Gl.19.2.1. Die Bestimmung der Rückführverstärkungen erfolgt durch nichtlineare Optimierung /Moritz Os 06/. Optimierungsziele sind

- Stabilität des geschlossenen Regelkreises unter Einhaltung von Stabilitätsreserven (siehe Bild 19.3),
- Einstellen der gewünschten Dynamikforderungen (Integratorzeitkonstante, möglichst gute Dämpfung, hohe Bandbreite) für schnellen Abbau von Regelfehlern und Störunterdrückung (Böen, Turbulenz).

Alle Rückführungen werden auf die Hinterkantenklappe und den Entenflügel aufgeschaltet. Zur optimalen Ausnutzung der zur Verfügung stehenden Steuerflächen kann das Verhältnis der Rückführverstärkungen auf Hinterkantenklappe und Canard an den Flugzustand angepaßt und für Proportional- und Integralrückführungen unterschiedlich gewählt werden. Die Proportionalrückführungen werden mittels des „Differentiellen PI-Algorithmus“ aus Kap.19.3.2 realisiert. Bild 19.21 zeigt die vereinfachte Struktur des Flugregelungssystems der Längsbewegung.

19.3.4 Seitenbewegung

Der Flugregler des Typhoon ermöglicht schnelles, schiebewinkelfreies (bzw. querbeschleunigungsfreies) Rollen um den Geschwindigkeitsvektor. Dies muß über einen großen Anstellwinkelbereich und auch für kombinierte Nick- und Rollmanöver (α groß) realisiert werden. Die Darstellung der Stell-, Regel- und Rückführgrößen in den Koordinaten des aerodynamischen Achsensystems erleichtert diese Aufgabe. Die Seitenruder- und Querraderausschläge werden in allen Flugzuständen so koordiniert, daß Roll- und Giermomente (in aerodynamischen Achsen)

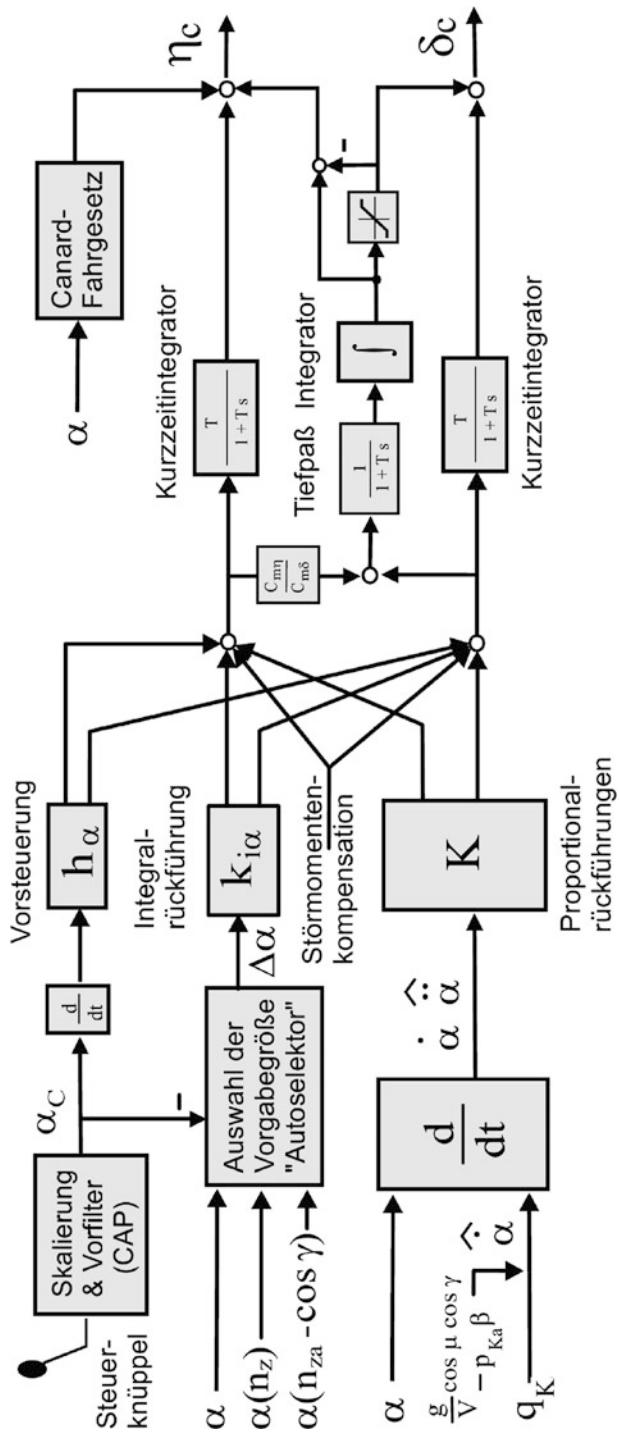


Bild 19.21 Struktur des Flugregelungssystems der Längsbewegung (Quelle: EADS)

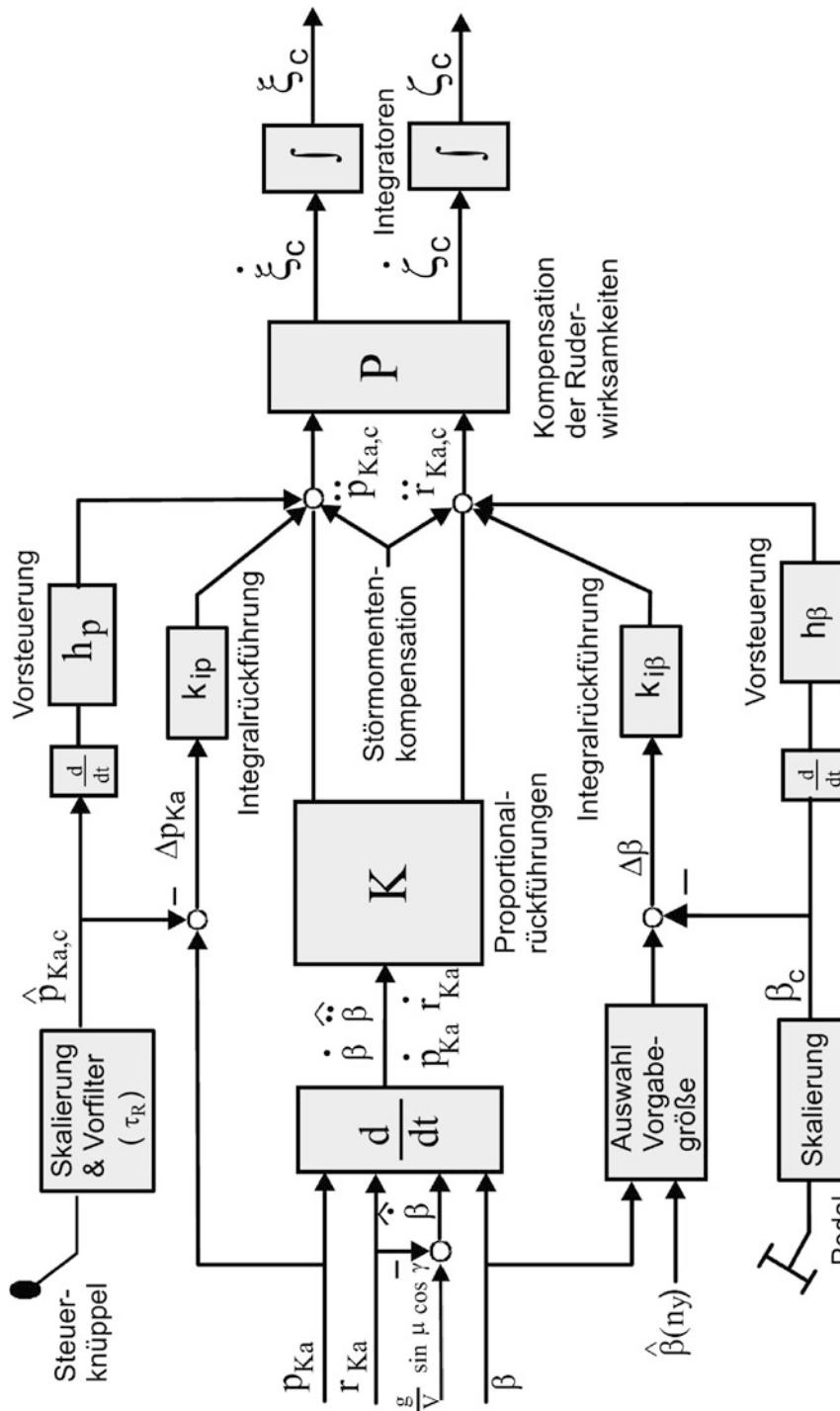


Bild 19.22 Struktur des Flugregelungssystems in der Seitenbewegung (Quelle: EADS)

getrennt erzeugt werden können. Dazu werden die Ruderwirksamkeiten im Flugregler tabelliert und invertiert. Es gilt (s. Gl.8.4.20)

$$\begin{bmatrix} \dot{\xi}_c \\ \dot{\zeta}_c \end{bmatrix} = \underline{P} \begin{bmatrix} \dot{p}_{Ka,c} \\ \dot{r}_{Ka,c} \end{bmatrix} \quad \text{mit} \quad \underline{P} = \begin{bmatrix} L_\xi & L_\zeta \\ N_\xi & N_\zeta \end{bmatrix}_a^{-1}. \quad (19.3.7)$$

Die Größen $\dot{p}_{Ka,c}$ und $\dot{r}_{Ka,c}$ werden aus den Signalen der Rückführungen und der Vorwärtspfade zusammengesetzt (siehe Bild 19.22). Zur Realisierung der Rückführungen werden die körperfesten Meßgrößen (p_K und r_K) in Windachsen transformiert. Die Rollrate p_{Ka} und die Gierrate r_{Ka} sowie der Schiebewinkel β werden proportional auf das Querruder (asymmetrisch ausgeschlagene Hinterkante) ξ und das Seitenruder ζ zurückgeführt. Mit Integralrückführungen für Δp_{Ka} und $\Delta \beta$ ergibt sich in der Rollachse ein PI-Regler für p_{Ka} und in der Gierachse ein PID-Regler für β mit

$$\hat{\dot{\beta}} \approx -r_{Ka} + \frac{g}{V} \sin \mu \cos \gamma. \quad (19.3.8)$$

Wie bereits erwähnt, ist die Taumelschwingung des Eurofighter Typhoon ohne Flugregler bei hohem Anstellwinkel und im Überschall instabil. Die Stabilisierung der Taumelschwingung und die Festlegung von Eigenfrequenz und Dämpfung im geschlossenen Regelkreis erfolgt durch Rückführung von $\dot{\beta}$ und β . Die Rückführung von p_{Ka} und r_{Ka} auf ξ und ζ ermöglicht die Kompensation der aerodynamischen Koppelerme zwischen Roll- und Gierbewegung L_β , L_r und N_p (s. Gl.8.4.20). Im Geradeausflug und im Landeanflug wird eine vollständige Entkopplung angestrebt, so daß Rollgeschwindigkeit und Schiebewinkel unabhängig voneinander kommandiert werden können. Für Flugzustände, in denen der Pilot kein n_y oder β kommandieren kann, ist zwar eine Kompensation von L_r und N_p ebenfalls sinnvoll, für L_β wird hier dagegen ein stabilisierender (negativer) Term bevorzugt. Dadurch werden Störungen z. B. durch Böen schneller abgebaut. Die Integration der Regelfehler Δp_{Ka} und $\Delta \beta$ (bzw. Δn_y , siehe Kap.19.3.1) erfolgt in aerodynamischen Achsen /Osterhuber Ha 04/. Die Proportional- und Integralrückführungen werden aufsummiert und auf die beiden körperfesten Stellgrößen zurückgeführt. Durch die Verwendung des differenziellen PI-Algorithmus (s. Kap.19.3.2) können bei der Implementierung des Regelgesetzes die Integratoren an den Ausgang des Reglers verschoben werden (siehe Bild 19.22). Dies erleichtert die Begrenzung von Stellausschlag und Stellgeschwindigkeit der beiden Stellgrößen.

Literaturverzeichnis zu Kapitel 19

- Beh, H., Hofinger, G.: X-31A control law design. NASA High α Projects Conference, Dryden 1992.
 Burton, R.A., Kneeland, B.T. et al.: Flight testing and development of the F/A-18 digital control system. AGARD CP 384, 1985.

- Droste, S.: Lessons learned in the development of the F-16 flight control system. In: AGARD-CP-347, 1983.
- Evans, M.R., Hynes, R.J., Norman, D.C., Thomasson, R.E.: Automatic flight control modes for the AFTI/F111 mission adaptive wing aircraft. In: AGARD-CP-384, 1985.
- Huber, P.: Control Law Design for Tailless Configurations and In-Flight Simulation Using the X-31 Aircraft. AIAA-95-3199-CP, 1995.
- Huber, P., Galleithner, H.: X-31A High Angle of Attack and Initial Post Stall Flight Testing. AGARD-CP-519, 1992.
- Huber, P., Weiss, S., Galleithner, H.: X-31A initial flying qualities results using equivalent modeling flight test evaluation techniques. AIAA-Conference 1991.
- Jackson, D.I., Corney, J.M.: The design and development of the MRCA autopilot. AGARD-CP-137, 1974.
- Kaul, H.J., Sella, F., Walkeer, M.J.: The flight control system for the experimental aircraft program (EAP) demonstrator aircraft. AGARD-CP-384, 1984.
- Kaul, H.J.: Flugsteuerungssystem Jäger 90. DGRL Jahrestagung, 1992.
- Ladel, J., Bastidon, J.: Mirage 2000: CDVE (commandes de vol électriques) et sécurité. In: AGARD-CP-347, 1983.
- Mangold, P.: Flugmechanische Basisauslegung moderner Kampfflugzeuge. Carl-Cranz-Kurs F 4.05 Manuskript Nr. 3, 1990.
- Moorhouse, D.J. (ed.): Flight control design – best practices. NATO Research and Technology Organization, RTO-TR 029, Canada, 2000.
- Moritz, N., Osterhuber, R.: Three Stage Gradient-Based Optimization Scheme in Design of Feedback Gains within Eurofighter Primary Control Laws. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Keystone, Colorado, 2006.
- Osterhuber, R., Hanel, M.: Realization of the Eurofighter 2000 Primary Lateral/Directional Flight Control Laws with Differential PI-Algorithm. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Providence, Rhode Island, 2004.
- Stoliker, P.C., Bosworth, J.T.: Evaluation of High-Angle of Attack Handling Qualities for the X-31A Using Standard Evaluation Maneuvers. NASA Technical Memorandum, NASA Dryden FRC, NASA/TM-104322, 1996.
- Stoliker, P.C., Bosworth, J.T., Georgie, J.: Linearized Poststall Aerodynamic and Control Law Models of the X-31A Aircraft and Comparison with Flight Data. NASA Technical Memorandum, NASA Dryden FRC, NASA/TM-97-206318, 1997.
- Tischler, M.B.: Advances in aircraft flight control. Taylor & Francis, London 1996.
– Advances in control systems. AGARD CP 137, 1974.
- Military Standard – Flying qualities of piloted aircraft. MIL-STD-1797, US Air Force Department, 1990.
- Regelungstechnik und Steuerungstechnik. Teil 1 bis 6, DIN 19226, Beuth Verlag GmbH, Berlin, 1994.

Kapitel 20

A320-Regelungssystem

In diesem Kapitel wird, als Beispiel für moderne Flugregelungssysteme für zivile Transportflugzeuge, das Flugregelungssystem des Airbus A320 (Erstflug 1987) beschrieben. Es baut auf mehr als zwanzig Jahren Erfahrung mit dem Concorde-Regler und den Reglern für Airbus A300 und A310 auf. Die Concorde (Erstflug 1969) besaß ein analoges *Fly-by-Wire*-System, hatte allerdings für den Notfall noch ein voll ausgebautes mechanisches Steuersystem. Während der Regler der A300-B 2 (Erstflug 1972) noch in Analogtechnik aufgebaut war und die konventionelle Aufteilung in Längs- und Seitenbewegung sowie in Autopilot und Vortriebsregler besaß, wurde der Regler für A310 (Erstflug 1982) und A300-600 (Erstflug 1983) voll digitalisiert. Der A320-Regler ist durch eine Integration der Reglerfunktionen und eine Konzentration auf wenige Bordrechner gekennzeichnet. Der *Flight Control Computer* (FCC) übernimmt hier sämtliche Autopilot- und CWS-Funktionen, und der *Flight Augmentation Computer* (FAC) ist zusammen mit drei weiteren Rechnern für die sicherheitskritischen Funktionen (Autotrimm, Gierdämpfer, Grenzwertüberwachung u. a.) verantwortlich. Ein *Flight Management Computer* (FMC) berechnet Flugprofile, Leistungsdaten und Bahnführungsgrößen sowohl für den Autopiloten als auch für das *Electronic Flight Instrument System* (EFIS).

Beim Regelungssystem des A320 wurde erstmals in einem zivilen Transportflugzeug für Höhen- und Querruder eine rein elektrische Primärsteuerung eingesetzt, die nur für den Fall eines Totalausfalls der elektrischen Energieversorgung durch eine mechanische Notsteuerung mit Höhenleitwerkstrimmung und Seitenruder ergänzt ist. Die Verbindung von Digitaltechnik und *Fly-by-Wire*-Technologie erlaubt eine weit wirksamere Beeinflussung von Flugeigenschaften als bisher, so daß das Flugzeugverhalten kaum von Fluggeschwindigkeit, Gewicht oder Schwerpunktlage abhängig ist. Es kann sogar zwischen verschiedenen Flugzeugtypen soweit angeglichen werden, daß diese einander ähnliche Flugeigenschaften erhalten. Ist auch die Bedienung der Systeme einheitlich, so wird Piloten der Übergang von einem Flugzeugtyp auf den anderen sehr erleichtert. Diese „*handling commonality*“ existiert für die Typen A320, A330, A340 und A380. Die Muster-Flugberechtigung (*type rating*) kann mit minimalem Trainingsaufwand (*difference training*) auf alle vier Typen ausgedehnt werden.

Die *Fly-by-Wire*-Technik erlaubt eine wesentlich flexiblere Vorgaberegelung als das auf die mechanische Steuerung wirkende *Control Wheel Steering* (vgl.

[Kap.10.3.4](#) und [18.2](#)) und gibt dem Piloten eine höhere Autorität über die Stellflächen. Das Überschreiten von Flugbereichsgrenzen wird durch eine Überwachung verhindert, so daß der Pilot den erlaubten Flugbereich gefahrlos voll ausfliegen kann, sofern er sich an betriebliche Vorschriften hält. Durch hohe Reglerautorität wird sehr gute Manövriergeschicklichkeit und Böenlastminderung erreicht, wobei gleichzeitig die Arbeitsbelastung des Piloten reduziert wird. Bei Windscherung wird der Pilot durch das gefahrlose Erreichen und Ausfliegen des $C_A \max$ sowie das automatische Setzen des Maximalschubes (abhängig vom Anstellwinkel, α_{floor} -Funktion) unterstützt. Die Autopilot-, Flight-Director- und Flugmanagement-Funktionen werden im „*Flight Management and Guidance Computer*“ (FMGC) zusammengefaßt. Dadurch wird eine weitere Konzentration erreicht. Durch teilweise Koordinierung von Autopilot und Vortriebsregler und durch Betriebsarten zur Regelung der Gesamtenergie werden weitere, in [Kap.17](#) vorgestellte Funktionen realisiert. Das Zusammenwirken aller Systeme wird schließlich dadurch vereinfacht, daß für elektrische Steuerung, Dämpfer- und Autopilotfunktionen die gleichen Stellantriebe eingesetzt werden.

Dieses Flugregelungssystem stellte einen Technologiesprung dar und setzte einen neuen Standard. Es ist für die nachfolgenden Airbus-Muster A330, A340, A340-500/-600 und A380 weiterentwickelt worden und ist zum Vorbild für weitere Regler-Neuentwicklungen geworden, sei es für konkurrierende (Boeing 777) oder für kleinere Flugzeugtypen (z. B. das nicht realisierte 100-Sitzer-Projekt MPC 75 von MBB, Embraer 190 oder das Geschäftsreiseflugzeug Dassault Falcon 7X).

Die vorliegende Darstellung basiert auf verfügbaren Dokumentationen, die im Literaturverzeichnis zusammengefaßt sind und nicht einzeln referenziert werden. Sie kann damit weder den neuesten Stand noch eine vollständige Beschreibung aller Einzelheiten vermitteln. Ziel ist vielmehr die Darstellung der Grundprinzipien und der funktionalen Zusammenhänge. Im Vordergrund stehen die Regelgesetze (*control laws*), während die vielfältigen logischen Verknüpfungen und Funktionskontrollen weggelassen werden müssen. Eine Beurteilung der Leistungen dieses Regelungssystems ist damit also nicht möglich und auch nicht beabsichtigt.

20.1 Steuerungskonzept und Rechnerarchitektur

20.1.1 Überblick

Bild [20.1](#) zeigt die beim Airbus A320 verfügbaren aerodynamischen Stellflächen. Höhenruder- und Querruderstellantriebe sind ausschließlich elektrisch angesteuert. Höhenflosse und Seitenruder sind mechanisch mittels Trimmrad bzw. Pedale vom Piloten zu betätigen und sind über die in die Mechanik eingekoppelten zusätzlichen Servos auch elektrisch ansteuerbar. Die mechanische Ansteuerung ist gleichzeitig die Notsteuerung. Im fehlerfreien Fall werden Höhenruder, Höhenflosse und Querruder von den beiden „*Elevator and Aileron Computer(n)*“ (ELAC) angesteuert, die Spoiler von den drei „*Spoiler and Elevator Computer(n)*“ (SEC) und das Seitenruder vom „*Flight Augmentation Computer*“ (FAC). Dabei werden die Spoiler zur Rollsteuerung, als Luftbremsen (*speed brakes*) und zur Auftriebsreduktion

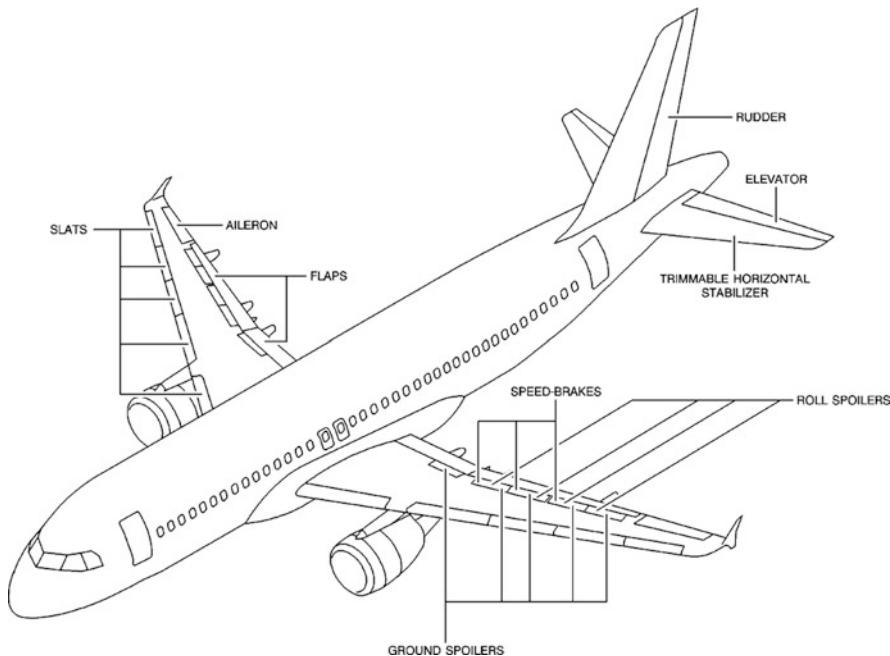


Bild 20.1 Aerodynamische Stellflächen am Airbus A320 nach *Pélegrin Pa 88*

nach der Landung (*ground spoilers* zum *lift dump*) eingesetzt, sowie zusammen mit gleichsinnig ausgeschlagenen Querrudern zur Lastminderung am Flügel (*load alleviation function*, LAF). Die verschiedenen Spoilerfunktionen werden durch die SEC koordiniert. Diese übernehmen im Fehlerfall auch die Höhenrudersteuerung und die Nicktrimmung. Die Vorflügel (*slats*) und Landeklappen (*flaps*) werden vom Piloten über elektrische Steuerung betätigt. Über die „*Breaking and Steering Control Unit*“ (BSCU) werden Bremsen und Bugrad ebenfalls elektrisch angesteuert.

Die Funktion des Vortriebsreglers (*auto throttle*) ist im FMGC untergebracht. Dieser Rechner liefert den Schubsollwert an die äußere Schleife des elektronischen (Gesamt-)Triebwerksreglers, die „*Full Authority Digital Engine Control*“ (FADEC). Von hier aus und von der Schubdrossel werden die (an den Triebwerken montierten) Einzel-Triebwerksregler angesteuert und zwar die „*Engine Control Unit*“ (ECU) beim Triebwerk CFM-56 mit dem Sollwert für N_1 (Fan-Drehzahl) oder die „*Electronic Engine Control*“ (EEC) beim Triebwerk IAE 2500 mit dem Sollwert für EPR (*engine pressure ratio*).

Es existieren prinzipiell zwei Steuerungsarten:

1. Manuelle *Fly-by-Wire*-Steuerung über das *Electric Flight Control System* (EFCS), mit den Flugsteuerungsrechnern ELAC, SEC und FAC. Die Triebwerke werden über den Triebwerksregler (FADEC) angesteuert.
2. Automatische Regelung durch den Autopiloten und den Vortriebsregler, die im *Flight Management and Guidance Computer* (FMGC) realisiert sind.

Dieser übergibt die Steuerbefehle an ELAC, SEC, FAC und FADEC. Die Flight-Director-Gesetze sind mit denen des Autopiloten identisch und werden im *Primary Flight Display* (PFD) angezeigt.

Der Pilot korrespondiert mit diesen Rechnern über das zentrale Autopilotenbediengerät (*Flight Control Unit*, FCU), die Fluganzeigen (*Electronic Instrument System*, EIS) und die *Multipurpose Control and Display Unit* (MCDU). Das Gesamtsystem hat den in Bild 20.2 skizzierten prinzipiellen Aufbau.

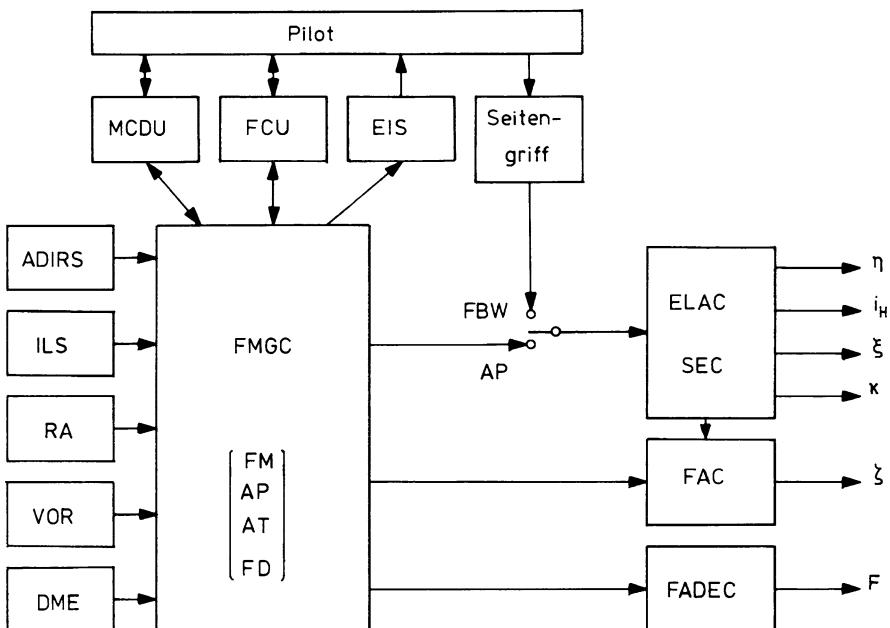


Bild 20.2 Übersicht zum A320-Automatic Flight Control System (AFCS) (Erläuterung der Abkürzungen im Text)

Im FMGC sind alle Funktionen von Flugmanagement (FM), Autopilot (AP), Vortriebsregler (AT) und Flight-Director (FD) integriert. Diese Funktionen werden zwar durch getrennte Prozessoren realisiert, diese nutzen aber gemeinsam alle Meßsignale. Der FMGC ist zweifach selbstüberwacht (Duo-Duplex), so daß er CAT-III-Landungen durchführen kann. Er erhält sämtliche an Bord verfügbare Meßinformationen, u. a. vom integrierten *Air Data and Inertial Reference System* (ADIRS), vom Radiohöhenmesser (RA) und von Funknavigationsempfängern (*very high frequency omnidirectional radio beacon*, VOR, *distance measuring equipment*, DME und *instrument landing system*, ILS). In ihm sind aktuelle Daten über Funk- und Anflughilfen gespeichert, so daß er selbsttätig nach eingegebenem Flugplan (Wegpunkten) Funkstationen anwählen und deren Signale zu Führungswerten für den Autopiloten verarbeiten kann. Er führt Flugleistungsrechnungen durch und gibt damit optimale

Flugbahnen vor. Flugzustands-, Führungs- und Überwachungsgrößen werden an den sechs elektronischen Hauptinstrumenten angezeigt:

- Primary Flight Display (PFD, zweifach),
- Navigation Display (ND, zweifach),
- Electronic Control and Aircraft Monitoring (ECAM),
- Engine Display.

Die Piloten- oder Autopilotenkommandos werden von den fünf selbstüberwachten Rechnern ELAC und SEC sowie den beiden selbstüberwachten FAC in Stellsignale umgesetzt. Die FAC übernehmen dabei neben der Seitenrudersteuerung die besonders sicherheitskritischen Funktionen der Überwachung der Flugbereichsgrenzen (*flight envelope indication and protection*) und die für die Wartung wichtige Funktion der Fehlerlokalisierung (*fault detection and isolation*). Sie übernehmen zusätzlich beim manuellen Steuergesetz (*direct law*, s. u.) die Funktion des Gierdämpfers mit reduzierter Autorität ($\zeta < \pm 5^\circ$). Bei Autopilotenbetrieb (außer im *land mode*) führen sie die Funktionen des Gierdämpfers, der Kurvenkoordination (*turn coordination*) und des Giermomentenausgleichs bei Triebwerksausfall (*one engine out compensation*) aus.

20.1.2 Steuerungskonzept

Die Funktionen der Nicksteuerung zeigt Bild 20.3. Nickkommandos vom Piloten (*sidestick*) oder dem Autopiloten werden im Normalbetrieb vom ELAC zu Stellsignalen verarbeitet, die gleichzeitig das Höhenruder und die Höhenflosse

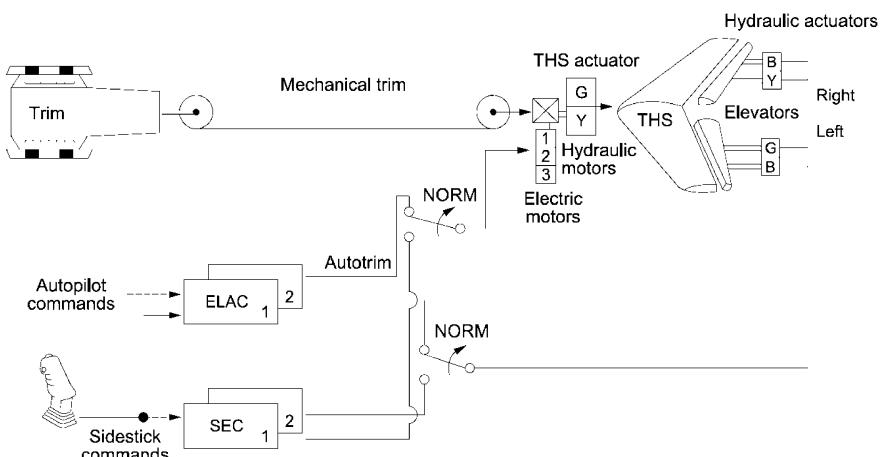


Bild 20.3 A320-Nicksteuerung (die drei Hydraulikkreise, die die Stellantriebe versorgen, werden mit Farben bezeichnet: G – green, Y – yellow, B – blue; THS – Trimmable Horizontal Stabilizer)

elektro-hydraulisch ansteuern. Die Funktion der Nicktrimmung ist hier erstmals mit der Höhenrudersteuerung integriert und ständig in Funktion. Der Pilot ist davon vollständig entlastet. Ihm steht nur am Boden sowie für den Notfall eine mechanische Trimmmöglichkeit zur Verfügung. Bei Ausfall beider ELAC wird automatisch auf SEC umgeschaltet.

Bild 20.4 zeigt schematisch den Aufbau der Rollsteuerung. Piloten- und Autopilotenkommandos werden von den ELAC und SEC zu Stellsignalen verarbeitet, wobei die ELAC die Querruder und die SEC die Spoiler ansteuern. Querruder- und Spoilerausschläge werden dabei automatisch so koordiniert, daß im gesamten Flugbereich eine optimale, möglichst gleich bleibende Manövriertbarkeit resultiert.

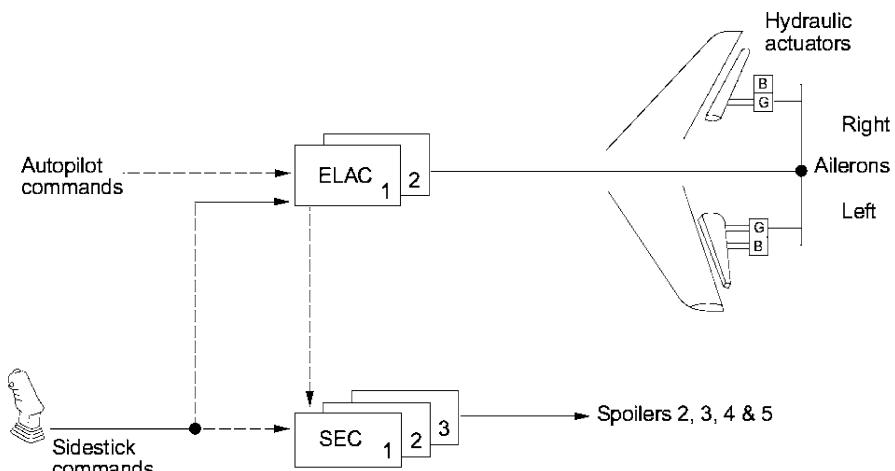


Bild 20.4 A320-Rollsteuerung

Seitenruderkommandos zur Gierdämpfung und Kurvenkoordinierung werden an die FAC weitergeleitet. ELAC und SEC enthalten außerdem die Funktion der Lastabminderung am Flügel (*load alleviation function, LAF*).

Die Ansteuerung des Seitenruders übernehmen allein die FAC, wie Bild 20.5 andeutet, diese umfaßt drei Funktionen. Die kurzzeitigen Stellsignale von Gierdämpfer und Kurvenkoordinierung werden über verdoppelte elektro-hydraulische Servos weitergegeben, während länger andauernde Stellsignale vom Seitenruder-Trimmotor aufgebracht werden. Letzterer verstellt über eine Feder (künstliches Kraftgefühl) die Pedale, über die der Pilot mechanisch eingreifen kann. Schließlich wird über einen weiteren Antrieb der Seitenruderausschlag in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit mechanisch begrenzt (*travel limitation*). Das Seitenruder selbst wird durch verdreifachte hydraulische Stellantriebe angesteuert.

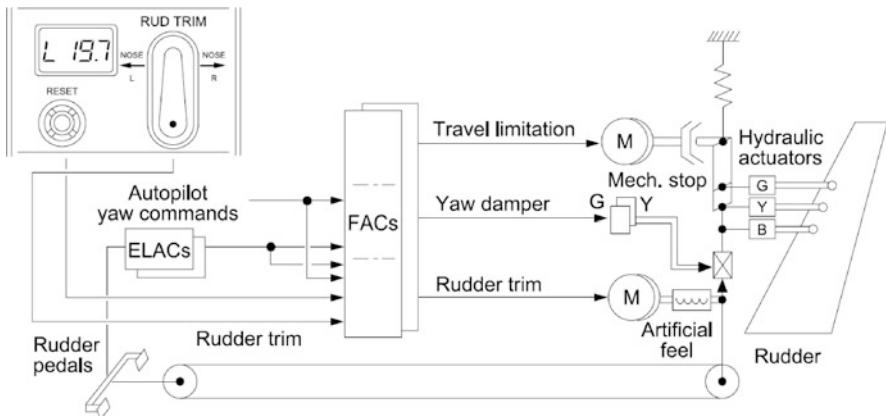


Bild 20.5 A320-Giersteuerung

20.1.3 Sicherheitsfunktionen

Normales Steuergesetz (normal law)

Im fehlerfreien Fall kommen die normalen Steuer- und Regelgesetze zur Anwendung, wie sie in Kap. 20.2 näher erläutert werden. Diese betreffen in der Längsbewegung eine n_z -Vorgabe und in der Seitenbewegung eine p_K -Vorgabe. Sie sind so ausgelegt, daß optimale Flugeigenschaften (Dynamik, Manövriertfähigkeit, Störunterdrückung) im gesamten Flugbereich erzielt werden und diese möglichst unabhängig sind von Fluggeschwindigkeit, Gewicht oder Schwerpunktllage. Sie zeichnen sich weiter dadurch aus, daß Flugbereichsgrenzen (maximale und minimale Fahrt, maximaler Anstellwinkel, Lastvielfaches, Quer- und Längsneigung) überwacht und automatisch eingehalten werden, so daß der Pilot den ganzen Flugbereich jederzeit gefahrlos ausnutzen kann, ohne daß Sicherheitsgrenzen unbeabsichtigt überschritten werden (vgl. Kap. 20.3). Die normalen Steuergesetze bleiben bei Auftreten eines einzelnen Fehlers erhalten (*fail operational*).

Alternatives Steuergesetz (alternate law)

Bei Auftreten bestimmter Kombinationen von Fehlern wird automatisch auf alternative Steuergesetze mit reduzierten Flugeigenschaften umgeschaltet. Die Nicksteuerung (n_z -Vorgabe) einschließlich der automatischen Trimmung bleibt dabei unverändert, allerdings wird im Landeanflug (bei Ausfahren des Fahrwerks) auf direkte Steuerung (s. u.) umgeschaltet.

Das alternative Steuergesetz für die Rollsteuerung besteht aus einer direkten Steuerung, also aus einem „elektrischen Gestänge“ zwischen Seitengriff und Rollstellern (Querruder/Spoiler), wobei das Übersetzungsverhältnis von Fahrt und Landeklappenstellung abhängig ist. Die Flugzustandsüberwachung (außer n_z) entfällt

und wird ersetzt durch akustische und visuelle Warnanzeigen (*stall and overspeed warning*). Der erlaubte Flugbereich wird auf $M \leq 0,77$ eingeschränkt.

Direktes Steuergesetz (*direct law*)

Bei einem weiteren Fehler wird auch die Nicksteuerung auf direkte Steuerung zurückgenommen. Roll- und Nickkommandos des Seitengriffs werden beide elektrisch in proportionale Stellsignale umgesetzt, wobei die Nicksteuerung an Klappenstellung und Schwerpunktllage angepaßt wird. Das entspricht einer „intelligenten“ klassischen Steuerung. Der Gierdämpfer bleibt dabei mit reduzierter Autorität in Funktion.

Mechanische Notsteuerung (*mechanical back-up*)

Für den Fall eines zeitweiligen Totalausfalls der elektrischen Energieversorgung kann das Flugzeug mechanisch mit Hilfe von Trimmrad und Pedalen gesteuert und notfalls gelandet werden. Der Status der Steuerung wird sowohl am ECAM in Textform als auch am *Primary Flight Display* durch Kurzzeichen angezeigt. Der Pilot ist also ständig über den Systemzustand informiert.

20.1.4 Automatischer Betriebsartenwechsel

Die digitale Systemstruktur erleichtert nicht nur die Anpassung der Reglerparameter, sondern erlaubt auch einen Wechsel der Betriebsarten und die Anpassung der dazugehörigen Regelgesetze an Flugbereich und Flugzeugkonfiguration. Das wird nicht nur bei Komponentenausfall praktiziert, wie im vorigen Abschnitt gezeigt, sondern auch dazu benutzt, die elektrische Steuerung den unterschiedlichen Anforderungen beim Rollen am Boden, bei Start und Landung und im Fluge anzupassen.

In der Bodenbetriebsart (*ground mode*) besteht in Rollen und Nicken eine direkte elektrische Verbindung zwischen Seitengriff und Rudern mit voller Autorität ($-30^\circ < \eta < +15^\circ$, $\xi_{\max} = \pm 25^\circ$). Die Giersteuerung über die Pedale wird durch einen Gierdämpfer begrenzter Autorität ($|\zeta| \leq 5^\circ$, abhängig von V_A) unterstützt. Die automatische Trimmung ist ausgeschaltet. Die Höhenflosse ($-13,5^\circ < i_H < +4^\circ$) steht fest auf dem vom Piloten vor dem Start entsprechend der aktuellen Schwerpunktllage eingestellten Wert.

Nach dem Start, d. h. wenn das Flugzeug abgehoben hat, wird innerhalb von 0,5 s die Flugbetriebsart in der Seitenbewegung eingeschaltet. Ist $\Theta > 8^\circ$, so wird auch in der Längsbewegung die Bodenbetriebsart innerhalb von 5 s ausgeblendet und die Flugbetriebsart (*flight mode*) eingeblendet. Dieser Wechsel wird über die Entlastung des Hauptfahrwerks gesteuert.

Beim Landeanflug wird umgekehrt von der Flugbetriebsart auf die Landebetriebsart (*land mode*) umgeschaltet und zwar gesteuert durch das Signal des Radiohöhenmessers. Bei Erreichen von $H_R = 50$ ft wird die automatische Trimmung unterbunden und durch Zuschalten eines Nickwinkelkommandos der

Abfangvorgang (*flare*) eingeleitet, vgl. hierzu Kap. 20.3.4. Bei Durchstart in dieser Konfiguration wird bei $H_R = 50$ ft die Flugbetriebsart wieder eingeblendet.

Hat das Flugzeug aufgesetzt, so wird innerhalb von 0,5 s auf direkte Rollsteuerung umgeschaltet, wobei sämtliche Rückführungen der Seitenbewegung außer dem Gierdämpfer entfallen. Ist $\Theta \leq 2,5^\circ$ und ist das Flugzeug länger als 5 s am Boden (Hauptfahrwerk belastet), so wird auch in der Nickachse die Bodenbetriebsart innerhalb von 5 s eingeblendet und die Höhenflosse automatisch zentriert. Ist der Autopilot nicht in Betrieb, so führt der Pilot das Flugzeug bis zum Ausrollen mit elektrischer Roll- und mechanischer Seitenrudersteuerung.

20.2 Fly-by-Wire-Regelgesetze

In der Fly-by-Wire Betriebsart werden die Ausschläge des Seitengriffs (*sidestick*) als Kommandosignale dem Regler zugeführt. Der Seitengriff ist in beiden Achsen federgefesselt, die Federcharakteristik zeigt Bild 20.6. Zur Vermeidung unbeabsichtigter Steuereingaben ist eine Kraftschwelle vorgesehen. In der Nickachse nimmt der Kraftgradient zu, wenn Steuereingaben die für den „normalen“ Betrieb erforderliche Größe überschreiten. In der Rollachse sind die Kraftgradienten für Eingaben zum Körper hin (nach innen) größer als für Eingaben vom Körper weg (nach außen). Das Ausgangssignal wird konfigurationsabhängig begrenzt. Im Normalfall werden die Kommandos von Pilot und Copilot addiert, es kann aber auch jeder Pilot durch Drücken des Prioritätsschalters am Seitengriff die alleinige Steuerung übernehmen. Dieses geschieht nur unter besonderen Umständen und wird beiden Piloten akustisch und optisch angezeigt.

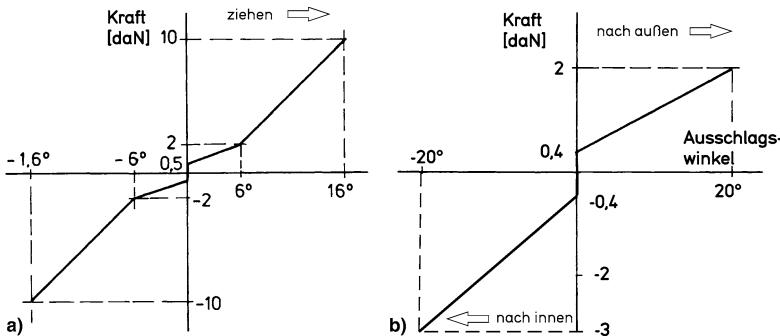


Bild 20.6 Kraft-Weg-Charakteristik des Seitengriffs: a) nicken, b) rollen

20.2.1 Nickachse

In der Nickachse ist eine Lastvielfachenvorgabe (n_z -Vorgabe) realisiert, die durch Zumischung eines $\dot{\Theta}$ -Signals einer C^* -Vorgabe ähnlich ist. Die Reglerstruktur ist in Bild 20.7 gezeigt, sie entspricht einer Zustandsrückführung mit Vorsteuerung und

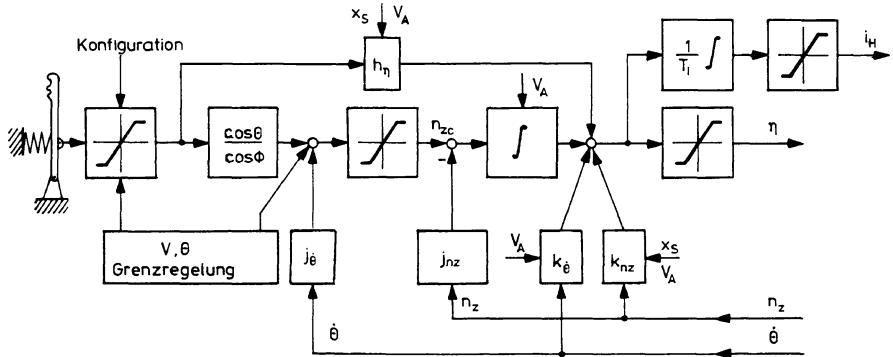


Bild 20.7 Reglerstruktur zur Lastvielfachenvorgabe

I-Regler nach Bild 13.7. Alle Reglerverstärkungen werden der Fluggeschwindigkeit (V_{CAS}) und der Schwerpunktstlage (x_S) angepaßt. Das Regelgesetz lautet (ohne Filter und Parameteranpassung)

$$\eta = -h_\eta \delta_\eta - [k_{nz} n_z + k_\dot{\theta} \dot{\theta}] - \frac{1}{s} \left[\frac{\cos \Theta}{\cos \Phi} \delta_\eta - j_{nz} \Delta n_z - j_\dot{\theta} \dot{\theta} \right].$$

Die Vorsteuerung h_η bildet gleichzeitig die direkte Steuerung im Fehlerfall. Der zweite Term stellt die Zustandsrückführung dar; diese dient der Verbesserung der Dynamik. Der dritte (integrierende) Term sorgt zusammen mit der Vorsteuerung für Führungsgenauigkeit.

Der Faktor $\cos \Theta / \cos \Phi$ bewirkt die Auftriebskompensation im Kurvenflug und reduziert das bei höherer Längsneigung erzielbare Lastvielfache. Das kommandierte Lastvielfache wird zusätzlich begrenzt zu

- $-1 \leq n_z \leq +2,5$ bei eingefahrenen Landeklappen (*clean configuration*),
- $0 \leq n_z \leq +2,0$ bei ausgefahrenen Landeklappen.

Befindet sich der Steuergriff in Nullstellung, so wird ein Lastvielfaches von $n_z = 1,0$ vorgegeben, das wegen der Integration des Regelfehlers genau eingehalten wird.

Das Höhenruderstellsignal η wird mit einer Integrationszeit von $T_1 \approx 13$ s zum Signal für die automatische Trimmung i_H aufintegriert, wobei der Ausschlag auf $-13^\circ \leq i_H \leq 3,5^\circ$ und die Stellgeschwindigkeit auf $\pm 0,3^\circ \text{ s}^{-1}$ ($\pm 0,7^\circ \text{ s}^{-1}$ bei ausgefahrenen Landeklappen) begrenzt wird. Dadurch wirken η und i_H gemeinsam wie ein zusätzlicher PI-Anteil im Regler und das Höhenruder wird ständig in Mittelstellung zurückgeführt. Die automatische Trimmung wird in der Landebeziehsart ($H_R < 50$ ft) eingefroren. Gleiches gilt, wenn $n_{zc} > 1,25$, wenn $|\Phi| > 30^\circ$ oder wenn eine der Schutzfunktionen (*High-Speed/Mach* oder *Angle-of-Attack Protection*) aktiviert ist.

Mit diesem Regelungssystem lassen sich bei geringer Steuerkraft innerhalb der Begrenzungen beliebige Lastvielfache und damit beliebige Anstellwinkel steuern.

Das erweckt bei Piloten den Eindruck, als sei das Flugzeug statisch neutral stabil, während es in Wirklichkeit im ganzen Flugbereich statisch stabil (positive Federkonstante, $C_{m\alpha} < 0$) ist. Wie Bild 20.8 verdeutlicht, wird das durch den Regler auch nicht aufgehoben, sondern im Gegenteil verstärkt und entsprechend Bild 3.17 auf einen anderen Gleichgewichtszustand (α -Wert) verlagert.

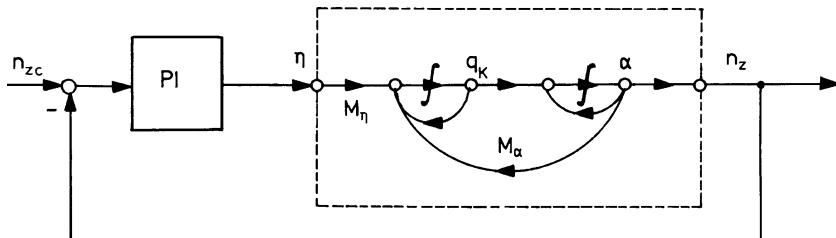


Bild 20.8 Vereinfachte Reglerstruktur von Bild 20.7

Daraus resultiert aber eine hohe Manövrierefähigkeit und das Flugzeug könnte durch Pilotenkommandos leicht in den überzogenen Flugzustand (α_{stall}) geraten, wenn das nicht durch geeignete zusätzliche Reglerfunktionen verhindert wird (vgl. Kap. 20.2.4).

In der Landebetriebsart (*land mode*) wird bei $H_R = 50$ ft die aktuelle Längsneigung Θ (gefiltert über einen Tiefpaß mit $T = 20$ s) gespeichert und als Sollwert für eine hinzugeschaltete Θ -Rückführung verwendet. Ab $H_R = 30$ ft wird dieser Sollwert innerhalb von 8 s auf $\Theta_c = -2^\circ$ reduziert. Durch diese Lageregelung wird erreicht, daß das Flugzeug sich wie ein konventionelles Flugzeug bei Eintritt in den Bodeneffekt verhält, so daß der Pilot wie gewohnt den Abfangvorgang (durch „ziehen“) steuern kann.

20.2.2 Rollachse

Die Steuerung der Seitenbewegung erfolgt im Normalfall allein über den Seitengriff, dessen Ausschlag zu einem Führungssignal für die Rollgeschwindigkeit p_{Kc} verarbeitet wird ($p_{Kc \max} = 15^\circ \text{s}^{-1}$). Bei Mittelstellung des Seitengriffs wird die erreichte Querneigung bis zu einem Wert von $|\Phi_{\max}| = 33^\circ$ gehalten.

Bild 20.9 zeigt die Reglerstruktur zur Rollgeschwindigkeitsvorgabe. Die Integration von δ_ξ bewirkt eine Querlageregelung bei losgelassenem Knüppel. Der Regler verarbeitet die Meßsignale Φ , $\dot{\Phi}$, r_K und einen aus b_y geschätzten Wert für den Schiebewinkel, sowie die Position der Pedale δ_ζ . Es werden die Roll-Steuerflächen und das Seitenrudern angesteuert, daß bei guter Dynamik eine präzise Rollsteuerung erreicht wird, wobei im gesamten Flugbereich eine möglichst lineare und gleichbleibende Flugzeugreaktion angestrebt wird. Dazu werden Querruder und Spoiler mit voller Autorität angesteuert und das Seitenrudern zur Dämpfung der

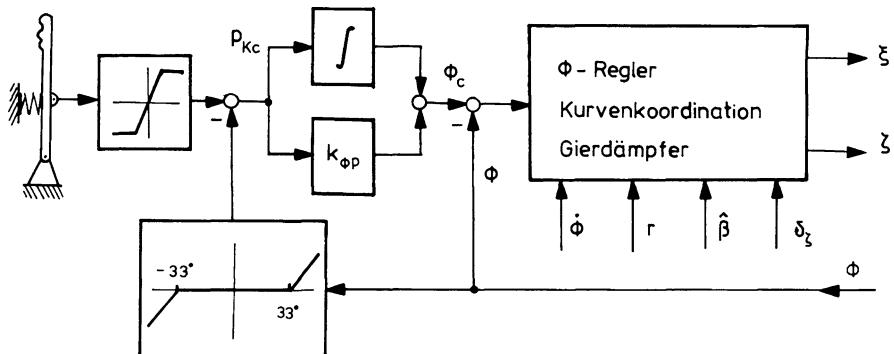


Bild 20.9 Reglerstruktur zur Rollgeschwindigkeitsvorgabe

Taumelschwingung und zur Kurvenkoordinierung (Minimierung des Schiebewinkels) eingesetzt.

Durch das mühelose Erfliegen und Halten beliebiger Querneigung entsteht der Eindruck neutraler Spiralstabilität, obwohl das ungeregelte Flugzeug im ganzen Flugbereich aerodynamisch eine stabile Spiralbewegung besitzt. Ein solches Verhalten liefert gute Manövrierefähigkeit und wird daher von Piloten als angenehm empfunden. Bild 20.10 veranschaulicht in vereinfachter Form diese Reglerstruktur.

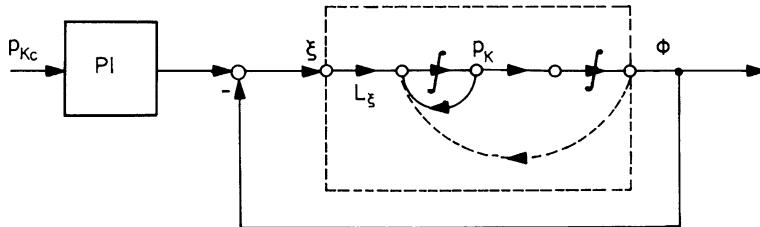


Bild 20.10 Vereinfachte Reglerstruktur nach Bild 20.9

Um die Vorgabe übermäßiger Rollwinkel zu verhindern, erhält der Regler bei $|\phi| > 33^\circ$ die Eigenschaft einer Rollwinkelvorgabe. Das wird (vgl. die nichtlineare Funktion in Bild 20.9) durch einen direkten Vergleich von ϕ mit dem Seitengriffsignal erreicht. Die Integration dieses Differenzsignals bewirkt, daß der Mittelstellung des Seitengriffs maximal ein Sollwert von $|\phi| = 33^\circ$ entspricht. Außerdem wird ϕ_c max auf $\pm 67^\circ$ begrenzt (entsprechend $n_z = 2,5$). Zur Kurvenkompensation muß der Seitengriff gezogen werden.

20.2.3 Gierachse

Im Normalfall wird das Seitenruder rein elektrisch vom Seitenbewegungsregler betätigt. Dabei wird jede Unsymmetrie durch elektrischen Seitenrudertrimm

ausgeglichen ($\dot{\zeta} = 1^\circ \text{ s}^{-1}$, $|\zeta_{\max}| = 20^\circ$). Die Trimmfunktion wird bei $H_R < 200 \text{ ft}$ eingefroren.

Ein Pedalausschlag des Piloten bewirkt (bei zentriertem Seitengriff) eine Schiebewinkelvorgabe, mit der automatisch ein entsprechender Rollwinkel koordiniert wird. Diese Steuerung ist für die Luvwinkelkorrektur (*decrab manœuvre*) vor der Landung vorgesehen. Hierzu wird dem Piloten ein berechneter Schiebewinkelsollwert (*beta target*) nach Art eines Flight-Directors am *Primary Flight Display* angezeigt.

Ein entsprechendes Regelgesetz ist für den Ausgleich des Giermomentenhaushalts bei Triebwerksausfall vorgesehen. Zunächst werden mit Hilfe des Seitenruders Schiebewinkel und Querneigung stabilisiert. Der Pilot muß daraufhin mit den Pedalen den Schiebewinkel auf null oder auf den angezeigten optimalen Sollwert β_{target} zurückführen und mit dem Seitengriff den Steuerkurs stabilisieren. Diese Einstellung wird vom Regler gehalten.

Bei jeder Unsymmetrie, wie besonders nach Triebwerksausfall, wird der geringste schädliche Widerstand erzielt, wenn die Rollsteuerflächen (insbes. Spoiler) in Nullstellung sind und ein Ausgleich allein mit dem Seitenruder erfolgt. Dieser Optimierungsaufgabe dient eine spezielle Reglerfunktion mit dem Namen RAZAD (*reduce assymetry with zero aileron deflection*). Nachdem der Pilot Querneigung und Steuerkurs stabilisiert hat und der Seitengriff wieder in Mittelstellung ist, wird durch diesen Regler bei festem Steuerkurs das Seitenruder getrimmt, bis die Roll-Steuerflächen auf null zurückgeführt sind. Diese Funktion ist bei Radiohöhen $H_R < 200 \text{ ft}$ nicht verfügbar.

Die Wirksamkeit des Seitenruders nimmt mit dem Quadrat der Fluggeschwindigkeit zu und damit nehmen auch die auf die Struktur der Seitenflosse und des Rumpfes wirkenden Kräfte zu. Um zu verhindern, daß die maximal zulässigen Kräfte überschritten werden, wird der maximal kommandierbare Seitenruderausschlag abhängig von der kalibrierten Fluggeschwindigkeit V_{CAS} durch einen variablen Anschlag (*rudder travel limitation, RTL*) begrenzt, s. Bild 20.11 und Bild 20.5.

20.2.4 Betriebsgrenzenregelung in der Längsbewegung

Die Steigerung der Manövrierfähigkeit durch das *Fly-by-Wire*-System erfordert ein zuverlässiges automatisches Einhalten aller Betriebsgrenzen. Der Pilot kann diese Grenzen relativ schnell und mühelos erreichen und wird nicht durch das Flugzeugverhalten rechtzeitig vor ihrem Überschreiten gewarnt. (Er kennt allerdings auf Grund seiner Ausbildung und des Betriebshandbuchs die Gefahren, die bei der Annäherung an die Betriebsgrenzen entstehen.) Auf der anderen Seite soll er die Möglichkeit erhalten, den erlaubten Betriebsbereich wenn nötig jederzeit auszunutzen, ohne daß er in der Nähe der Grenzen dem Flugzustand (den Anzeigen) eine übermäßig hohe Aufmerksamkeit schenken muß.

Der A320-Regler enthält für diesen Zweck eine Reihe von Reglerfunktionen, die unter dem Begriff „*protections*“ zusammengefaßt werden, was hier mit „Betriebsgrenzenregelung“ übersetzt werden soll. Diese Reglerfunktionen sollen dem Piloten

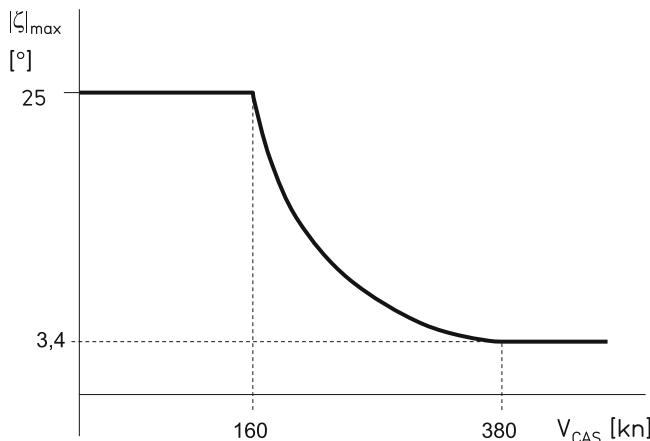


Bild 20.11 Begrenzung des maximalen Seitenruderausschlages $|\zeta|_{\max}$ in Abhängigkeit von der kalibrierten Fluggeschwindigkeit V_{CAS} (*rudder travel limitation*)

in Grenzsituationen die Arbeit erleichtern, sie können aber besonders in stark dynamischen Manövern ein Überschreiten von Grenzen nicht vollständig verhindern. Vielmehr sollen qualifizierte Piloten gegen nicht beabsichtigtes Überschreiten von Betriebsgrenzen geschützt werden, wobei vorausgesetzt wird, daß sie sich an die vorgeschriebenen Prozeduren halten. Der in der militärischen Fliegerei in diesem Zusammenhang verwendete Begriff „*carefree handling*“ (vgl. Kap.15), wird in der zivilen Luftfahrt vermieden, um nicht den trügerischen Eindruck zu vermitteln, daß der Pilot durch den Flugregler vor sorglosem oder gar mutwillig falschem Handeln bewahrt wird.

Anstellwinkel-Grenzregelung

Die Aufgaben der „*high- α -protection*“ sind die Gewährleistung positiver statischer Stabilität im extremen Langsamflug und der Schutz gegen Überziehen in dynamischen Manövern oder bei Luftturbulenz. Dabei soll der maximal zulässige statio-näre C_A -Wert gefahrlos erreicht werden können bei gleichzeitig guter Nick- und Rollsteuerbarkeit. Schließlich dient diese Funktion dem Schutz in Windscherung.

In Abhängigkeit von der Machzahl und von Vorflügel- und Landeklappenstellung werden die Grenzwinkel α_{prot} , α_{floor} und α_{lim} vorgegeben, vgl. Bild 20.12. Es ist z. B. bei voll ausgefahrenen Klappen

$$\alpha_{\text{prot}} = 12^\circ, \quad \alpha_{\text{floor}} = 14,5^\circ, \quad \alpha_{\text{lim}} = 15^\circ.$$

Bei Erreichen von α_{prot} wird von der n_z -Vorgabe auf eine Anstellwinkelvorgabe-regelung nach Bild 20.13 umgeschaltet, wobei durch zentrierten Seitengriff der Soll-wert α_{prot} , und durch voll gezogenen Seitengriff α_{lim} vorgegeben wird. Durch Maxi-mumauswahl der Stellsignale aus n_z -Vorgabe und α -Vorgabe (kleinstes Kommando

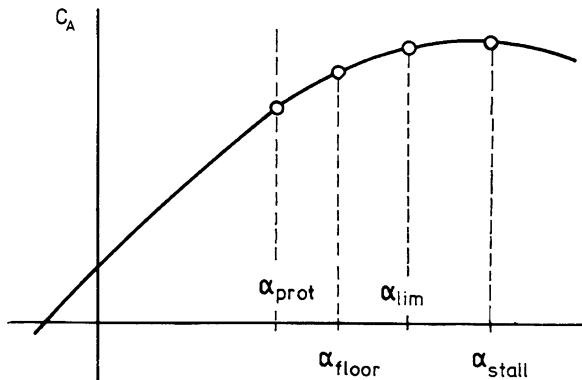


Bild 20.12 Anstellwinkel-Grenzwerte

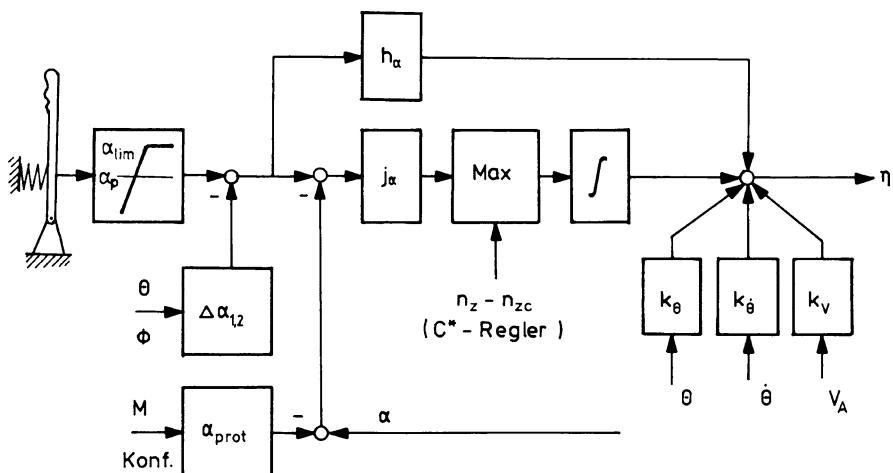


Bild 20.13 Anstellwinkel-Grenzregelung

„ziehen“) wird eine Begrenzung des Lastvielfachen beibehalten. Bei höherer Längs- und Querneigung wird der Anstellwinkelsollwert zusätzlich reduziert um

$$\Delta\alpha_1 = \max [0, \Theta - 22,5^\circ] \quad \text{und} \quad \Delta\alpha_2 = \max \left[0, \frac{|\Phi| - 3^\circ}{6} \right].$$

Die Querneigung wird gleichzeitig auf $\Phi = \pm 45^\circ$ begrenzt und die Luftbremsen automatisch eingefahren. Ein Drücken des Seitengriffs bewirkt (wenn $\alpha < \alpha_{prot}$) nach 2 s eine Rückkehr zur normalen n_z -Steuerung.

Hochgeschwindigkeits-Grenzregelung

Ziel der „*high speed protection*“ ist es, ein Überschreiten der zulässigen betrieblichen Höchstgeschwindigkeit (*maximum operating speed*) V_{mo} bzw. M_{mo} zu verhindern bei gleichzeitiger Begrenzung des Lastvielfachen zum Abfangen. Die Funktion wird automatisch eingeschaltet, wenn $V_A > V_{mo} + 6 \text{ kn}$, bzw. $M > M_{mo} + 0,01$.

Durch Zuschalten eines positiven Wertes zur Lastvielfachenvorgabe (proportional $V_A - V_{mo}$, bzw. $M - M_{mo}$) von maximal $\Delta n_z = +0,75$ und Begrenzen des Pilotenkommandos „drücken“ auf $\Delta n_z = -0,15$ wird der Pilot daran gehindert, eine höhere Geschwindigkeit zu steuern als $V_{mo} + 16 \text{ kn}$ bzw. $M_{mo} + 0,04$ (vgl. Block „Grenzregelung“ in Bild 20.7).

Gleichzeitig wird in der Seitenbewegung von Rollgeschwindigkeitsvorgabe auf Rollwinkelvorgabe umgeschaltet, wobei bei zentriertem Seitengriff ein Sollwert von $\Phi_c = 0$ und bei Seitengriff-Vollausschlag ein solcher von $\Phi_c \max = \pm 45^\circ$ gesteuert wird. Die Funktion wird wieder ausgeschaltet, sobald $V \leq V_{mo}$, bzw. $M \leq M_{mo}$ wird.

Längsneigungs-Grenzregelung

Als integraler Teil der n_z -Vorgaberegelung wird das Pilotenkommando bei großer positiver oder negativer Längsneigung begrenzt. Die Grenzwerte sind

$$\Theta_{\min} = -15^\circ$$

$$\Theta_{\max} = +30^\circ \quad (+25^\circ \text{ bei Landeklappen voll ausgefahren}) .$$

Dazu wird die Knüppelverstärkung ab 5° Abstand von den Grenzen bis zu Θ_{\min} bzw. Θ_{\max} linear bis auf null reduziert, darüber hinaus wird außerhalb von Θ_{\min} , bzw. Θ_{\max} eine Lageregelung zugeschaltet. Dadurch wird der Pilot daran gehindert, Lagewinkel größer Θ_{\max} bzw. kleiner Θ_{\min} zu erzeugen. Diese Funktion unterstützt die Anstellwinkel- und die Hochgeschwindigkeits-Grenzregelung.

Grenzregelung in Windscherung

Wie in Kap.17.1.6 gezeigt, sollte in einer Windscherung die Flugbahn auf Kosten der Fahrt gehalten und der Schub rechtzeitig erhöht werden. Dem kommt die Lastvielfachenvorgabe entgegen: schon ehe der Pilot Windscherung oder Abwind erkennen kann, wirkt der Regler dem entgegen, indem er das Höhenruder einsetzt, um $n_z = 1$ zu halten. Erreicht dabei der Anstellwinkel den Wert α_{floor} , so tritt zusätzlich die „*Alpha-Floor-Regelung*“ in Aktion und kommandiert eine Erhöhung des Triebwerksschubes auf seinen Maximalwert (vgl. Kap.20.3.2). In der Einschaltlogik werden als weitere Größen der Seitengriffausschlag, die Längsneigung und der Gegenwindgradient berücksichtigt.

In diesem Fall wird unabhängig von der Schubdrosselstellung der Schub auf vollen Startwert gesetzt (*take-off/go-around thrust, TOGA*) und der Triebwerksregler auf $N_{1\max}$ -Regelung geschaltet.

20.2.5 Betriebsgrenzenregelung in der Seitenbewegung

In der Seitenbewegung werden die Querneigung und der Schiebewinkel durch Reglerfunktionen begrenzt. Diese Funktionen wurden schon in Kap.[20.2.2 \(Bank Angle Protection\)](#) und Kap.[20.2.3 \(RAZAD-Funktion\)](#) behandelt.

20.2.6 Lastabminderung am Flügel

Die Lastabminderungs-Reglerfunktion (*load alleviation function*, LAF) dient dazu, die Flügellast bei starker Turbulenz abzumindern, vgl. [Kap.15.2](#). Hierzu werden die Querruder und die Außenspoiler in Abhängigkeit des Lastvielfachen symmetrisch ausgeschlagen. Überschreitet das Rumpf-Lastvielfache n_z den vom Piloten gesteuerten Vorgabewert n_{zc} um mehr als 0,3, so wird ein entlastender Stellausschlag (nach oben) mit der sehr hohen Stellgeschwindigkeit von 200 s^{-1} ausgeführt. Er wird für mindestens 0,5 s beibehalten und verzögert (mit 50%) zurückgenommen. Der Ausschlag ist proportional zu n_z , er beträgt für die Querruder maximal 10° und für die Spoiler maximal 25° . Es handelt sich also quasi um eine durch n_z ausgelöste Steuerung, wobei das resultierende Nickmoment mit Hilfe von Höhenruderausschlag kompensiert wird. Die Funktion veranschaulicht Bild [20.14](#). Sie ist verfügbar bei eingefahrenem Vorflügel im Geschwindigkeitsbereich $200 \text{ kn} < V_A < V_{mo} + 10 \text{ kn}$ und bei funktionsfähigem n_z -Regler, d. h. bei normalem Steuergesetz (*normal law*).

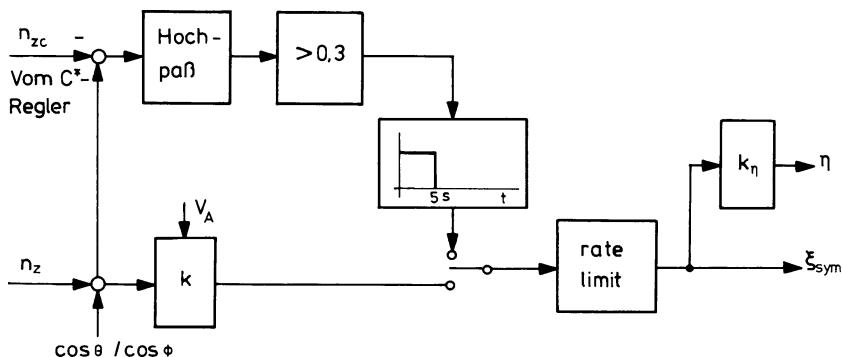


Bild 20.14 Lastabminderungsfunktion

20.3 Autopilotenfunktionen

Alle in diesem Kapitel behandelten Autopiloten-Betriebsarten liefern Führungswerte für die Lageregler (Θ, Φ) in Längs- und Seitenbewegung. Diese werden parallel auch am Flight Director als Führungswerte für den Piloten angezeigt. Der Pilot kann

also wählen zwischen „manueller“ Steuerung (*manual control*), d. h. Vorgaberegelung über das *Fly-by-Wire*-System EFCS und dem Autopilotenbetrieb (*autopilot in command*, AP-CMD). Auch in der darüber liegenden Ebene der Bahnparametervorgabe kann der Pilot wählen zwischen einer manuellen Eingabe der Sollwerte für V_A , M , H , \dot{H} , Ψ , χ und γ am Reglerbediengerät („*automatic control*“), oder der direkten Vorgabe dieser Werte durch den Flugmanagementrechner („*managed control*“). Auf die entsprechenden Einschaltbedingungen und Verriegelungen wird hier nicht weiter eingegangen, sondern es werden nur die einzelnen Reglerbetriebsarten nach ihrem Arbeitsprinzip behandelt.

20.3.1 Autopilotenfunktionen in der Längsbewegung

Regelung der Vertikalgeschwindigkeit

Die Basisbetriebsart in der Längsbewegung ist der „*vertical speed mode*“. Diese wird im Normalfall bei Inbetriebnahme des Autopiloten automatisch eingestellt. Sie ist auch unterlagerte Betriebsart (*support mode*) für höherwertige Betriebsarten (s. u.) und wird unter bestimmten Bedingungen automatisch zugeschaltet oder bei Wahl anderer Betriebsarten abgeschaltet.

Prinzip ist das Halten der bei Einschalten herrschenden Vertikalgeschwindigkeit \dot{H} . Diese kann am Autopilotenbediengerät (*Flight Control Unit*, FCU) modifiziert werden, worauf der Regler die neue Vertikalgeschwindigkeit erfliegt und hält. Ist $\dot{H}_c < 100 \text{ ft/min}$, so wird automatisch auf Höhenhaltung umgeschaltet. Dieser Regler liefert einen Θ -Sollwert für den unterlagerten Lageregler, der über den ELAC das Höhenruder ansteuert, wie Bild 20.15 schematisch zeigt.

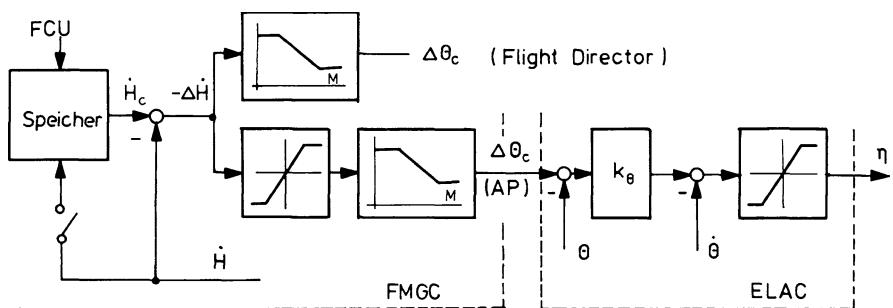


Bild 20.15 Regler für die Vertikalgeschwindigkeit

Regler für konstante Höhe

Die Höhenregelung (*altitude hold mode*) hält die beim Einschalten vorliegende barometrische Höhe konstant, bzw. die Höhe, die nach Übergang aus einer anderen Betriebsart von dieser stabilisiert wurde. Besteht beim Einschalten noch eine

Vertikalgeschwindigkeit, so wird das Flugzeug in den Horizontalflug überführt und die dann erreichte Höhe gehalten. Der Höhensollwert kann auch nach Einschalten der Betriebsart noch geändert werden. Diese Betriebsart dient wie die Vertikalgeschwindigkeitsregelung sowohl zur Flight-Director-Anzeige als auch zum Autopilotenbetrieb. Beide werden parallel angesteuert. Kleine Änderungen der Sollhöhe ($\Delta H < 250$ ft), die über das Autopilotenbediengerät eingegeben werden, können ausgeregelt werden. Ist der Vortriebsregler (*auto throttle*) in Betrieb, so schaltet dieser automatisch auf Fahrtregelung (*speed mode*). Oberhalb $M > 0,7$ wird die Reglerverstärkung verdreifacht bei gleichzeitiger Begrenzung des Stellausschlags auf $0,35^\circ$, um Grenzschwingungen (Hystereseffekt) zu vermeiden.

Der Höhenregelung ist eine \dot{H} -Rückführungsschleife unterlagert, dazu wird \dot{H} durch komplementäre Filterung aus H_{baro} - und b_z -Messung erzeugt, vgl. [Kap.9.7](#). Der Regler liefert wieder Sollsignale für den Lageregler, wie in Bild [20.16](#) gezeigt.

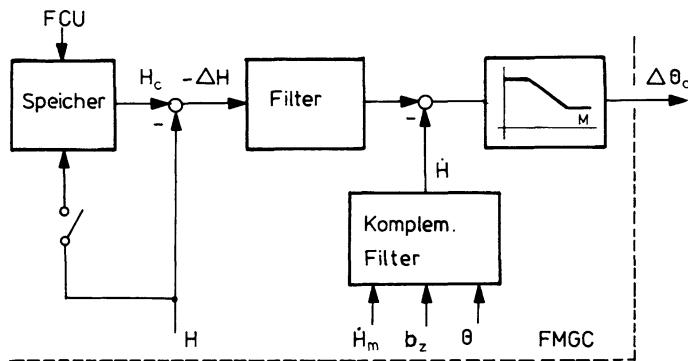


Bild 20.16 Höhenregler

Höhenvorgaberegler

Wird am Autopilotenbediengerät (oder vom FMS) eine Höhe vorgegeben, die stark von der aktuellen Höhe abweicht, so kann die anfänglich sehr große Regeldifferenz nicht direkt verarbeitet werden, sondern es ist eine Transitionsbahn mit begrenzter Vertikalgeschwindigkeit und begrenztem Lastvielfachen vorzugeben und zu regeln, vgl. [Kap.17.3.2](#). Die Höhenvorgabe-Betriebsart (*altitude acquisition mode*) lässt die Vorgabe einer beliebigen neuen Flughöhe zu, schaltet im einfachsten Fall auf \dot{H} -Regelung (*arming phase*) und führt bei Annäherung an die Sollhöhe das Flugzeug mit vorgegebenem Lastvielfachen auf die neue Höhe (*capture phase*). Sie schaltet schließlich bei Erreichen derselben auf Höhenhaltung.

Diese Betriebsart ist ständig aktiviert und tritt in Funktion, sobald der Pilot eine neue Sollhöhe vorgibt, die mehr als 250 ft von der aktuellen Höhe abweicht. Die Annäherungsbahn (*capture phase*) wird bei $|\Delta H| = 130$ ft eingeleitet, so daß unter allen Bedingungen ein guter Übergang möglich ist. Das Regelgesetz entspricht hier dem in [Kap.17.3.1](#) diskutierten Gesetz

$$\Delta H + k \dot{H} = 0 .$$

Der Verlauf der Annäherungsbahn kann durch Wahl von k beeinflußt werden (nicht vom Piloten wählbar), sie hat bei $k = \text{const}$ exponentiellen und bei $k \sim \dot{H}$ kreisförmigen Verlauf. Mit der Aufschaltung

$$\Delta\Theta_c = -k_{\Theta H}(\Delta H + k\dot{H})$$

wird diese Bahn vom Regler erzeugt. Bei $|\Delta H| < 20 \text{ ft}$ wird nach 1,25 s wieder auf Höhenregelung (*altitude hold*) umgeschaltet.

Höhen- und Fahrtvorgabe-Regler

Während die bisher besprochenen Betriebsarten ohne Vortriebsregler benutzt werden können, wobei sich dann die Kopplung zwischen Fahrt- und Höhenverlauf voll auswirken kann, ist der „*level change mode*“ dafür vorgesehen, eine gleichzeitige Änderung von Fahrt- und Höhensollwert auszuregeln. Diese Betriebsart setzt dazu den Höhenruderregler zur Fahrtregelung entsprechend dem folgenden Abschnitt ein, während der Triebwerksregler im Steigflug maximalen und im Sinkflug minimalen Schub (*flight idle*) einstellt.

Geschwindigkeitsregelung

Die Geschwindigkeitsregelung (*speed/Mach mode*) wird hier mit Hilfe des Höhenruders durchgeführt, wobei wahlweise V_{CAS} oder M vorgegeben werden kann, beide werden entsprechend dem Flugzustand ineinander umgerechnet (vgl. [Kap.9.2.3](#)). Diese Reglerbetriebsart bietet die Möglichkeit, entweder die beim Einschalten herrschende Fahrt oder Machzahl zu halten, oder eine neue vorgewählte Geschwindigkeit zu erfliegen, wobei konstanter Schub vorausgesetzt wird.

Um den Einfluß auf die Höhenhaltung zu reduzieren, wird die Beschleunigung/Verzögerung beim Übergang auf die neue Geschwindigkeit auf den verfügbaren Schubüberschuß abgestimmt. Hierzu wird der Energiewinkel herangezogen, für den nach [Kap.6.2](#) ([Gl.6.2.5](#) und [6.2.15](#)) gilt

$$\sin \gamma_E = \sin \gamma + \frac{\dot{V}_K}{g} = \frac{1}{g}(b_x \cos \alpha_K + b_z \sin \alpha_K).$$

Der Energiewinkel wird vereinfacht mit Hilfe von b_x , b_z und α berechnet und zur Begrenzung von ΔV_K eingesetzt, wie in Bild [20.17](#) gezeigt. Dabei ist ΔV_K^* eine Funktion von ΔV_A , $\text{sign } \Delta H$ und γ_E . Dieser Wert wird erhöht um die verfügbare Energiewinkel-Reserve nach [Gl.6.2.5](#) und [6.2.10](#)

$$\gamma_E - \gamma = \frac{\dot{V}_K}{g}.$$

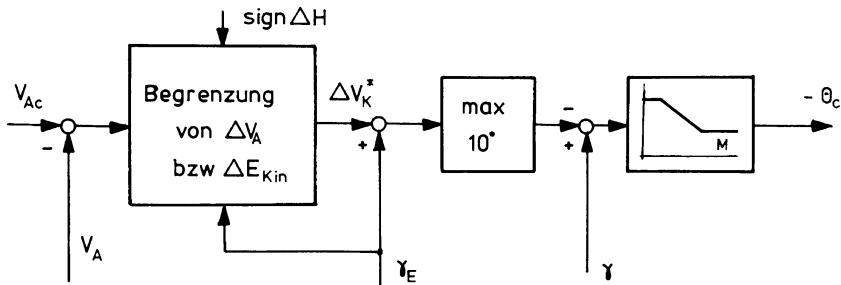


Bild 20.17 Struktur der Geschwindigkeitsregelung

Regelung in Turbulenz

In konventionellen Reglern (z. B. analoger A300-Regler) steht bei starker Turbulenz dem Piloten ein „*turbulence mode*“ zur Verfügung. Diese auf die Längsbewegung beschränkte Betriebsart stabilisiert die Längsneigung bei reduzierter Reglerverstärkung und begrenzt die Stellgeschwindigkeit der automatischen Trimmung. Auch der Triebwerksregler wird auf konstanten Schub eingestellt. Damit soll die Flugzeugbelastung möglichst niedrig gehalten werden. Beim A320 soll anstelle dessen der Pilot nach einer vorgegebenen Prozedur die Fahrt reduzieren, den Vortriebsregler aus- und den Autopiloten einschalten.

20.3.2 Vortriebsregelung

Im A320 werden, wie auch schon bei der Concorde, die Triebwerke rein elektrisch von den Schubdrosseln her angesteuert. Während die Leistungshebel in der Concorde noch durch einen elektrischen Servomotor nachgeführt werden, um wie im Fall der mechanischen Seilzugsteuerung dem Piloten die Aktivität des Vortriebsreglers anzuzeigen, wurde hier auf diese Funktion erstmalig verzichtet. Die Leistungshebel haben also nur noch die Funktion einer Sollwerteingabe. Zur leichteren und reproduzierbaren Eingabe sind sie mit Rasten versehen für folgende Werte (vgl. Bild 20.18)

- max. Schubumkehr (*max. reverse*),
- Schubumkehr-Leerlauf (*reverse idle*),
- Abschalten (*stop*),
- Leerlauf (*idle – 4*),
- Steigflug (*max. climb – 3*),
- max. Dauerschub (*maximum continuous thrust – 2*),
- max Startschub (*take-off/go around – 1*) für maximal 5 min.

Die Piloten können im manuellen Betrieb auch beliebige Zwischenwerte wählen. In der automatischen Betriebsart gibt die Schubdrosselstellung den maximalen Schub vor, den der Vortriebsregler kommandieren kann.

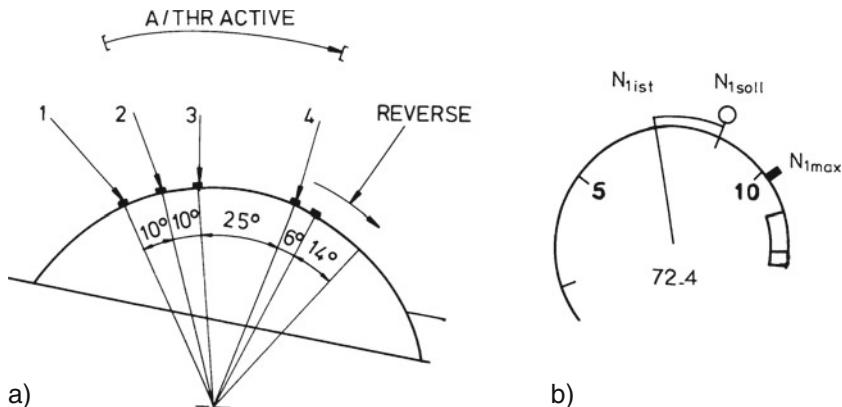


Bild 20.18 Zur Definition der Schubvorgabewerte: a) Positionen der Schubdrossel und b) Anzeige der Triebwerkswerte (A/THR – auto throttle)

Manuelle Schubsteuerung

Bei manueller Schubsteuerung (MAN) wird der Schubdrosselwinkel δ_F (*throttle lever angle*, TLA) als Sollwert an den elektrischen Triebwerksregler weitergegeben. Dieser berechnet in Abhängigkeit des Triebwerkszustandes und der Umgebungsparameter (z. B. Einlaufdruck und -temperatur) einen Sollwert für die Drehzahl N_1 des Niederdruckrotors (*fan*) bzw. das Gesamtdruckverhältnis EPR, die beide etwa proportional dem Schub sind. Nach Vergleich mit der aktuellen Drehzahl N_1 wird die Regeldifferenz ΔN_1 an die Einzel-Triebwerksregler (ECU) weitergegeben, die diese ausregeln, vgl. Bild 20.19. Gleichzeitig werden auch die aktuellen Werte $N_{1\text{max}}$ und $N_{1\text{lim}}$ berechnet, die im FMGC ausgewertet werden.

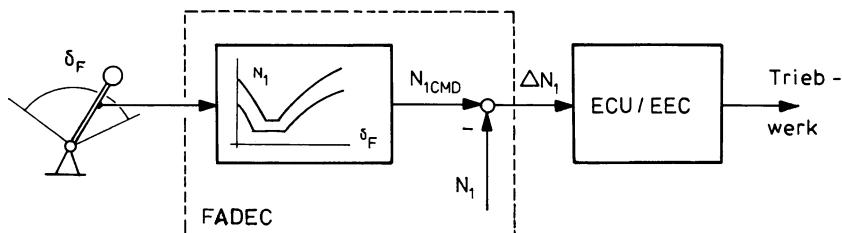


Bild 20.19 Manuelle Schubsteuerung

Vortriebsregler mit Schubvorgabe

Der Vortriebsregler (*auto-thrust-system*, ATS) ist Teil des FMGC und ist genauso wie dieser verdoppelt (*fail operational*). Befindet sich die Schubdrossel außerhalb des in Bild 20.17a mit „aktiv“ bezeichneten Bereichs, so ist der Vortriebsregler auch nach dem Einschalten an der FCU inaktiv und die Drosselstellung wird wie im manuellen Betrieb als N_1 -Sollwert direkt zur ECU durchgeschaltet.

Innerhalb des aktiven Bereichs, also zwischen Leerlauf und maximalem Dauerschub hat der Regler zwei Betriebsarten: die Schubvorgabe (*thrust mode*, THR) und die Fahrtregelung (*speed mode*, SPD/MACH), deren Wahl automatisch vom Autopiloten vorgenommen wird. Wird am Autopiloten oder Flight-Director (also für die Höhenrudersteuerung) die Betriebsart Fahrthaltung gewählt, so schaltet der Vortriebsregler auf Schubvorgabe (THR). Das ist auch beim automatischen Start bzw. Durchstart der Fall. Sonst wird mit wenigen Ausnahmen die Fahrtregelung (SPD/MACH) eingestellt.

Bei Schubvorgabe wird der Schubsollwert je nach dem Sollbahnverlauf vom Autopiloten vorgegeben und zwar im Steigflug der Maximalschub $N_1 \text{ limit}$, im Sinkflug, Leerlauf oder im Reiseflug der optimale Schub $N_1 \text{ target}$. Diese Werte werden in Abhängigkeit vom Flugzustand von der ECU bzw. EEC errechnet und vom FMGC ausgewählt und bestätigt. Schließlich wird bei Erreichen des Anstellwinkelwertes α_{floor} auf Maximalschub $N_1 \text{ max}$ geschaltet. Diese Funktion ist in jeder Betriebsart, auch bei nicht eingekuppeltem Vortriebsregler, verfügbar. Bild 20.20 zeigt schematisch die verschiedenen Betriebszustände.

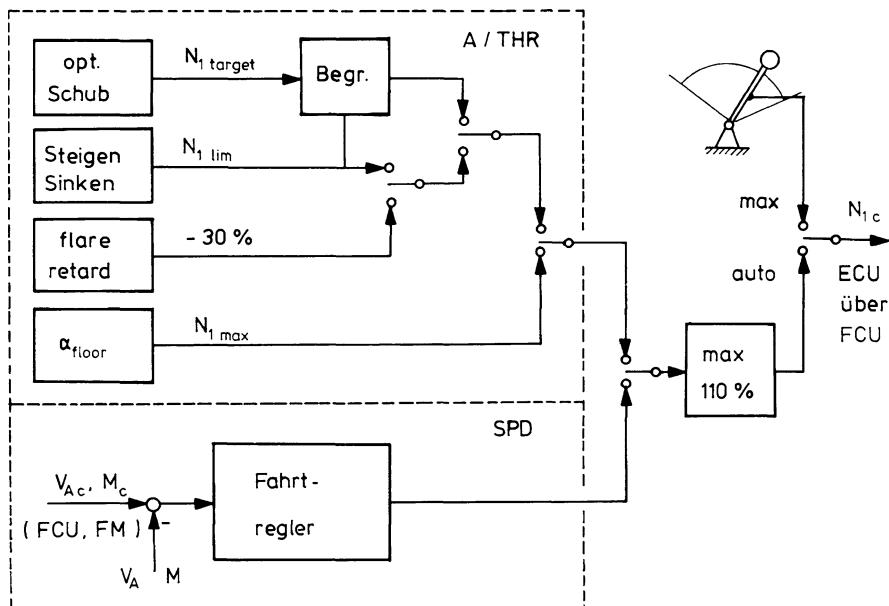


Bild 20.20 Struktur der Vortriebsregelung

Vortriebs-Geschwindigkeitsregelung

In fast allen AP-Betriebsarten, die im Höhenruderkanal eine H -, \dot{H} - oder γ -Regelung vorsehen, wird der Vortriebsregler auf Fahrtregelung (SPD) gesetzt, sofern er an der FCU eingeschaltet ist. In einigen Fällen, z. B. bei LAND, GA oder bei α_{floor} -Bedingung wird er automatisch zugeschaltet. Der Sollwert kann

wie beim Höhenruderregler als V_{CAS} oder als Machzahl vorgegeben werden. Die Regeldifferenz wird im Fahrtregler zu einem N_1 -Sollwert verarbeitet und an die ECU weitergegeben. Der Fahrtregler arbeitet ähnlich wie in [Kap.16.2.2](#) beschrieben.

Gegenüber früheren Reglern (z. B. A300/310) sind hier die Funktionen von Vortriebsregler und Höhenruder-Autopilot im gleichen Gehäuse untergebracht und können somit gut miteinander koordiniert werden. Eine volle Integration, wie in Kap.17.1 vorgestellt, ist hier aber noch nicht realisiert. Insbesondere fehlt noch eine von Bahnwinkel oder Wind abhängige Vorsteuerung des Schubes.

20.3.3 Autopilotenfunktionen für die Seitenbewegung

Azimut-Regelung

Die Azimut-(Steuerkurs)-Regelung (*actual heading hold mod*) ist die Basisbetriebsart in der Seitenbewegung, die bei Einschalten des Autopiloten vorliegt, so wie auch bei automatischem Start oder Durchstart (*take-off/go-around*) ohne Landekurs-Führung. Sie wird außerdem unterstützend für andere Betriebsarten eingesetzt (s. u.). Dieser Regler hält den beim Einschalten vorliegenden Steuerkurs Ψ . Ist beim Einschalten die Querneigung $|\Phi| > 5^\circ$, so wird das Flugzeug zunächst horizontiert und der dann erreichte Steuerkurs aufrechterhalten.

Bild 20.21 veranschaulicht das Regelgesetz. Die Verstärkung ist machzahlabhängig und wächst mit $\Delta\Psi$, bei $|\Delta\Psi| < 5^\circ$ wird ein I-Anteil zugeschaltet. Durch beide Maßnahmen wird eine gute Regelgenauigkeit bei weichem Übergang auf den Stationärwert erreicht.

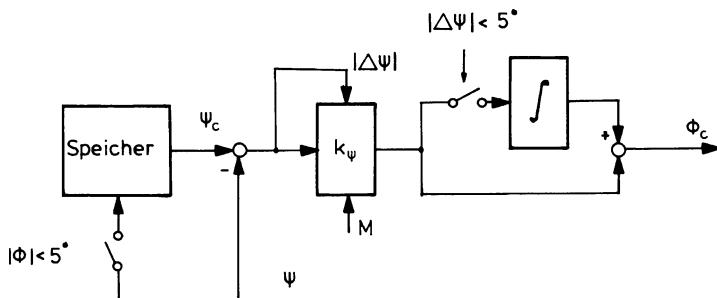


Bild 20.21 Azimut-Regelgesetz

Azimutvorgabe-Regelung

Die Betriebsart *heading select* dient dazu, einen an der FCU vorgegebenen Steuerkurs automatisch mit definierter Rollgeschwindigkeit und Querneigung zu erfliegen und zu halten. Die anfängliche Steuerkursabweichung ist dabei beliebig, auch nach Einschalten der Betriebsart kann der Sollwert noch geändert werden. Die maximal vorgegebene Querneigung beträgt 25° , die Rollgeschwindigkeit wird

geschwindigkeitsabhängig begrenzt. Nach Wahl des neuen Steuerkurses wird die Betriebsart aktiviert, wodurch der Regelfehler mit $\Phi = \pm 25^\circ$ reduziert wird. Ist der anfängliche Regelfehler $|\Delta\Psi| \geq 90^\circ$, so wird steuernd eine Links- oder Rechtskurve in Richtung auf den Sollkurs eingeleitet. Auch hier wächst die Reglerverstärkung k_Ψ mit $|\Delta\Psi|$, dadurch gerät der Regler schnell in die Sättigung $\Phi_{c\ max}$. Bei kleinem $|\Delta\Psi|$ läuft der Istwert weich und ohne Überschwingen auf den Sollwert ein. Mit Erreichen von $|\Delta\Psi| < 5^\circ$ wird auch hier ein I-Anteil zugeschaltet, um die stationäre Genauigkeit zu erhöhen. Eine zusätzliche r_K -Rückführung sorgt für ausreichende Dämpfung. Bild 20.22 veranschaulicht das Regelgesetz.

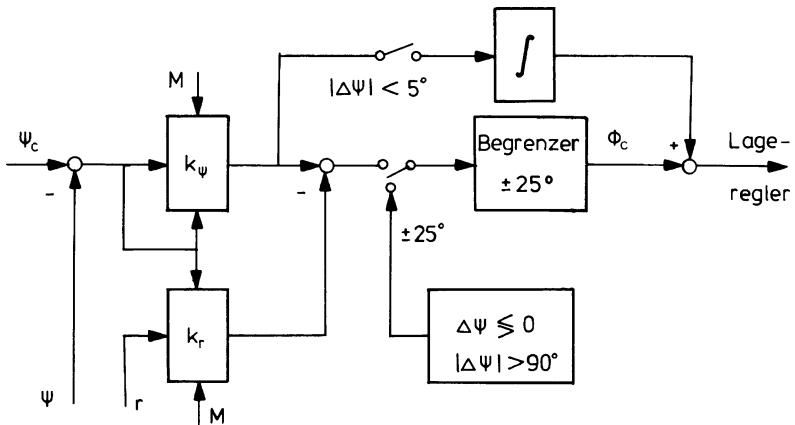


Bild 20.22 Regelgesetz zur Azimutvorgabe

Horizontale Bahnhöfe

Die Betriebsart NAV-mode dient dazu, das Flugzeug auf eine errechnete Standlinie zwischen zwei Wegpunkten zu bringen oder mit vorgegebenem Abstand an dieser entlang zu führen. Das Führungssignal, die Seitenablage von der Standlinie (*cross track distance*), wird von dem Flight Management System geliefert, dem die gewünschten Wegpunkte eingegeben wurden.

Ist die Seitenablage noch sehr groß, so muß der Pilot einen Steuerkurs vorgeben, mit dem das Flugzeug auf die Standlinie zufliegen soll. Hierzu wird die Betriebsart *heading select* eingesetzt. Wird die Seitenablage $D < 1,5 \text{ NM}$, so wird das Einschwenken auf die Standlinie (*intercept phase*) eingeleitet mit einer Rollgeschwindigkeit $p_{Kc} = \pm 5^\circ \text{ s}^{-1}$ und einer Querneigung $\Phi_{c \max} = \pm 30^\circ$. Wird die Seitenablage $D < 0,5 \text{ NM}$, so wird auf Standlinienregelung (*track phase*) übergeleitet. Hierbei dient die Azimutregelung als dämpfungserhöhende unterlagerte Regelung (vgl. Kap.16.3.4). Zur Verbesserung dieser Regelschleife wird der Wind-Vorhaltewinkel laufend berechnet und berücksichtigt. Eine Änderung des Wegpunktes oder der Übergang auf einen neuen Streckenabschnitt wird von dieser Betriebsart automatisch ausgeregelt.

VOR-Regelung

Mit dem NAV-mode wird das Flugzeug auf eine VOR-Standlinie zugeführt und darauf gehalten. Nach Vorwahl von VOR-Station und Horizontalpeilung wird das Flugzeug zunächst mit der Betriebsart *heading select* an diese herangeführt, bis die Einschwenkbedingungen ($|\Delta\Psi| \leq 15^\circ$, $\Delta\rho \leq 1,6^\circ$) erfüllt sind und mit $\Phi_{\max} = \pm 15^\circ$ ein Einschwenken auf die Standlinie (*capture*) erfolgt. Hierbei und bei der folgenden Standlinienregelung (*track*) bildet die Azimutregelung wieder eine innere Regelschleife entsprechend Bild 20.23. Sie enthält ein Hochpaßfilter, da der Windwinkel hier nicht bestimmt werden kann und der Vorhaltewinkel sich selbsttätig einstellen muß, vgl. Kap.16.3.1. Erreicht das Flugzeug den Unsicherheitsbereich über dem VOR-Funkfeuer (*cone of confusion*), so wird das Flugzeug mit gleichem Azimut weitergeführt (dieser kann auch bis zu 30° modifiziert werden). Beim Abfliegen von der VOR-Station wird die Winkeldifferenz von 180° zugeschaltet.

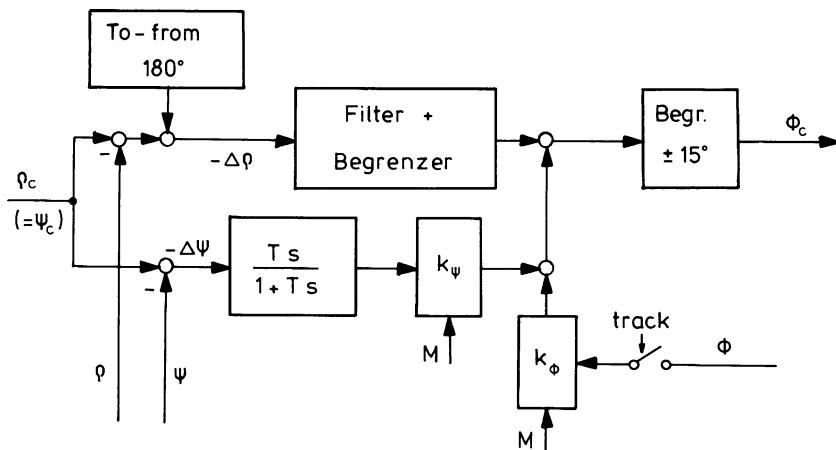


Bild 20.23 Struktur der VOR-Regelung

Landekurs-Regelung

Die Landekursregelung (*localizer mode*) ist für CAT-I-Anflüge vorgesehen, wenn entweder das Landekurssignal stark verrauscht ist oder kein Gleitpfad zur Verfügung steht. Das Flugzeug wird mit der Betriebsart *heading select* an den Landekurs herangeführt und sobald das Landekurssignal $\Delta\rho < 100 \mu\text{A} \sim 1,7^\circ$ wird, auf diesen ähnlich wie bei der VOR-Regelung eingeschwenkt. Ist die Steuerkurssabweichung $\Delta\rho > 15^\circ$, so wird das Einschwenken früher eingeleitet. Bei $\Delta\rho < 15 \mu\text{A} \sim 0,25^\circ$ wird der innere Ψ -Regelkreis mit einem Hochpaßfilter versehen, damit sich ein Wind-Vorhaltewinkel aufbauen kann. Etwa 10 s später wird auf Leitstrahlregelung (*track phase*) übergegangen und ein I-Anteil zugeschaltet. Das Regelgesetz veranschaulicht Bild 20.24.

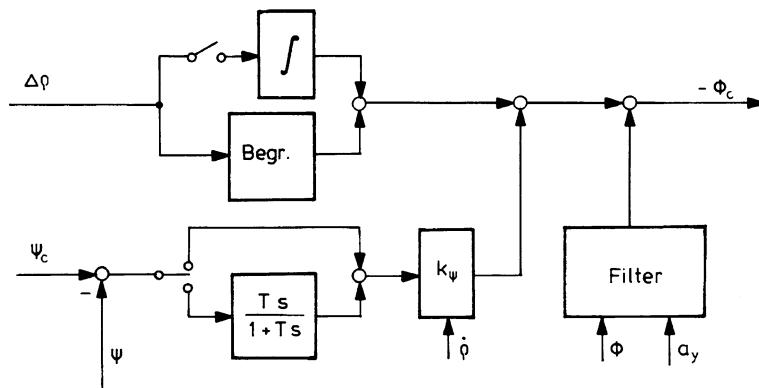


Bild 20.24 Struktur der Landekurs-Regelung bei CAT-I-Anflug

20.3.4 Autopilotenfunktionen für Start und Landung

Die folgenden Autopilot-Betriebsarten wirken auf alle drei Bahnfreiheitsgrade, d. h. es sind Höhenruder-, Querruder- und Schubregler gemeinsam im Eingriff, so daß eine vollständige Bahnregelung möglich ist.

Automatischer Start

Die Betriebsart Automatischer Start (*take-off mode*) ist nur für die Flight-Director-Führung verfügbar, sie ist keine Autopilotbetriebsart. Sie benutzt zunächst in der Seitenbewegung eine Localizer-Führung (*runway mode*), die bei $H = 30 \text{ ft}$ in eine Azimutführung übergeht. Zum Ausgleich des Tüteneffekts (vgl. Kap. 16.3.4) wird das Landekurssignal zeitgesteuert abgeschwächt, zur Dämpfungserhöhung werden $\Delta\Psi$ (über Hochpaßfilter) und r_K zugemischt, vgl. Bild 20.25.

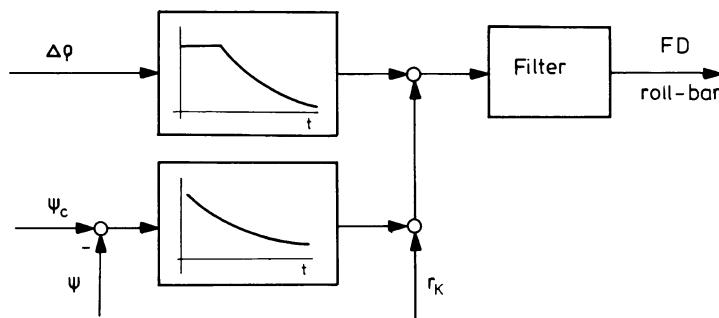


Bild 20.25 Flight-Director-Struktur bei automatischem Start

In der Längsbewegung wird der Vortriebsregler auf Schubregelung (*thrust mode*) mit $N_{1 \max}$ geschaltet. Nach der Rotation wird das Flugzeug auf einer optimalen Steigflugbahn geführt, die auf einer Energiewinkel-Berechnung beruht. Dazu gibt das *speed reference system* (SRS) als optimalen Sollwert $V_{AC} = V_2 + 10 \text{ kn}$ vor und verhindert ein zu starkes Absinken des Flugbahnwinkels ($\gamma > 0,5^\circ$), sowie auch eine übermäßige Längsneigung ($\Theta < 18^\circ$). Hierin ist V_2 gleich der sicheren Startgeschwindigkeit (*take-off safety speed*). Triebwerksausfall wird durch Überwachung des Energiewinkels frühzeitig festgestellt ($\gamma_E < 0$) und daraufhin der Fahrtssollwert auf V_2 reduziert.

Automatische Landung

Die Betriebsart Automatische Landung (*land mode*) ist eine aus mehreren Phasen zusammengesetzte Autopiloten- (oder Flight-Director-) Betriebsart, die CAT-III-B-Landungen vom Einfliegen auf Landekurs und Gleitpfad bis zum Aufsetzen und Ausrollen auf der Landebahn ermöglicht. Durch Zuschalten des zweiten Autopiloten wird die notwendige Ausfallsicherheit erreicht. Der Vortriebsregler schaltet automatisch auf Fahrthal tung (SPD). Als unterlagerte Betriebsarten dienen in den einzelnen Phasen *heading select*, bzw. *heading hold*, *vertical speed* und *altitude hold*. Die einzelnen Phasen laufen wie folgt ab, vgl. Bild 20.26.

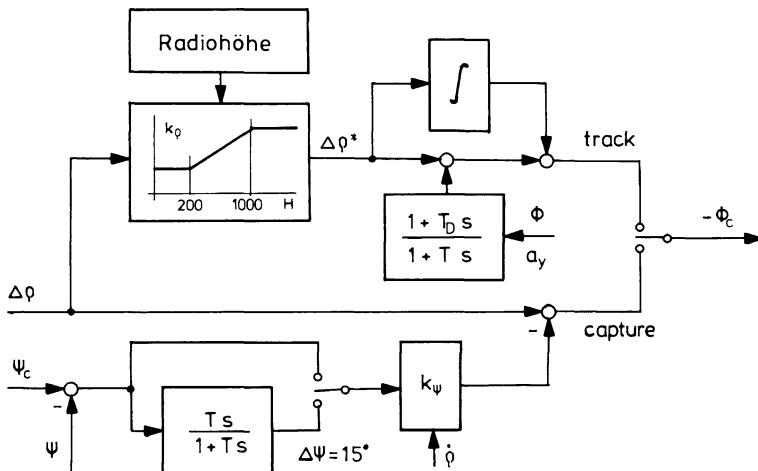


Bild 20.26 Struktur der Landekursregelung in der Betriebsart automatische Landung

1. Einfliegen auf den Landekurs (*localizer capture*). Die Annäherung an den Landekurs erfolgt mit Hilfe der Azimutregelung (*heading select*) und das Einfliegen wird eingeleitet, sobald die Schaltbedingungen erfüllt sind ($\Delta \Psi < 15^\circ$, Rollsignal $\Phi_c \geq 10^\circ$, $\Delta \rho \leq 1,3 \text{ dot} \sim 0,65^\circ$).
2. Beträgt die Landekursabweichung $\Delta \rho \leq 15 \mu\text{A} \sim 0,25^\circ$, so folgt die Stabilisierung auf dem Landekurs und 10 s später die Leitstrahlregelung (*localizer*)

(*track*). Hierzu wird das Landekurssignal mit der Radiohöhe abgeschwächt, vgl. Bild 20.26. Ist das Flugzeug auf dem Landekurs stabilisiert, so wird der zweite Autopilot falls notwendig zugeschaltet.

3. Der Gleitpfad kann mit konstanter Höhe oder konstanter Sinkgeschwindigkeit angeflogen werden und zwar bis zu einer Höhe von 5 000 ft von oberhalb oder unterhalb der Leitebene. Das Einfliegen (*glide capture*) wird eingeleitet, sobald das Fehlersignal $\Delta\epsilon \leq 50 \mu\text{A} \sim 0,17^\circ$ ist. Das beim Einfliegen anliegende Fehlersignal wird gespeichert und mit umgekehrtem Vorzeichen über ein Hochpaßfilter zugefügt (vgl. Bild 20.27). Dadurch wird ein Sprung in $\Delta\epsilon$ vermieden und ein weiches Einlaufen erzielt. Die Verstärkung k_ϵ wird mit der Radiohöhe abgeschwächt und erreicht bei $H_R = 50$ ft den Wert null. Zusätzliche Rückführung von Θ und b_z über ein Hochpaßfilter verbessern die Dämpfung.

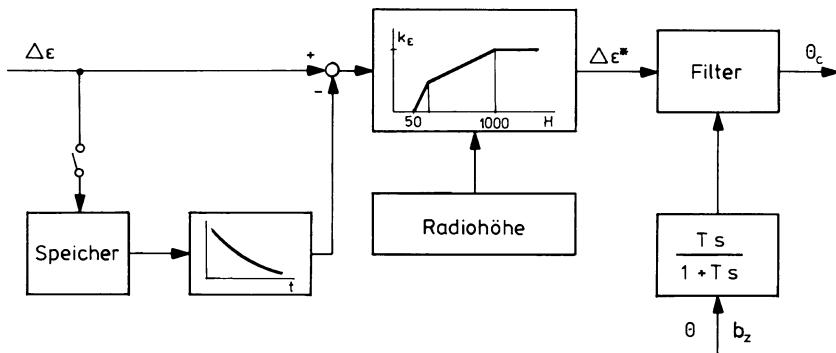


Bild 20.27 Struktur der Gleitpfadregelung

4. Ist das Flugzeug 10 s auf dem Gleitpfad stabilisiert, so beginnt die Gleitpfadregelung (*glide track*).
5. Ist in $H_R = 400$ ft das Flugzeug korrekt auf Landekurs und Gleitpfad stabilisiert, so wird die Betriebsart Automatische Landung eingefroren (*land track*) und kann vom Piloten nur noch mit einem Durchstartmanöver abgebrochen werden.
6. Bei $H_R \approx 50$ ft beginnt das Abfangmanöver (*flare out*). Das Gleitpfadsignal ist auf null reduziert und die Längsneigung wird als Funktion von Radiohöhe und Vertikalgeschwindigkeit (komplementäre Filterung aus H_R und b_z) stetig vergrößert, um das Flugzeug abzufangen. Dadurch wird eine asymptotische Flugbahn erreicht. Beim Aufsetzen wird die Längsneigung automatisch auf $\Theta = -5,8^\circ$ gebracht, um das Bugrad aufzusetzen. Die Reglerstruktur zeigt Bild 20.28.
7. In 30 ft Höhe wird die Luvwinkelkorrektur (*alignment, decrab phase*) vorgenommen, um die Flugzeuglängsachse bei Seitenwind in Landebahnrichtung auszurichten. Dazu wird aus der Landebahnrichtung (Ψ_c) und dem bisherigen

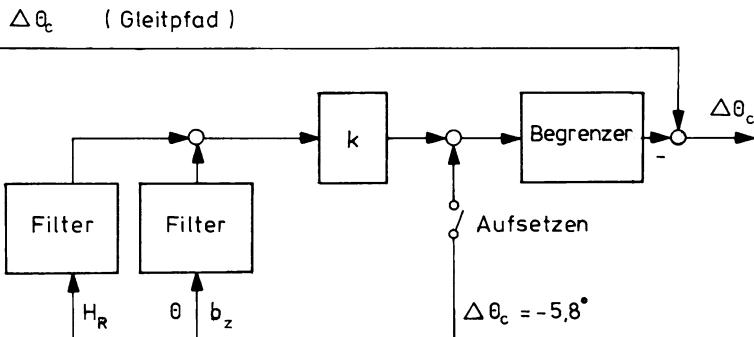


Bild 20.28 Reglerstruktur zum Abfangen

aktuellen Steuerkurs ein Azimut-Korrektursignal gebildet, das auf Quer- und Seitenruderregler aufgeschaltet wird.

8. Zum Ausrollen auf der Landebahn wird das Landekurssignal weiter verwendet und entsprechend abgeschwächt. Giergeschwindigkeit und ein hochpaßgefiltertes Azimutsignal dienen dabei zur Dämpfungserhöhung.

Das Ausfahren von Fahrwerk, Vorflügeln und Landeklappen geschieht manuell durch den Piloten.

Automatisches Durchstarten

Die Betriebsart automatisches Durchstarten (*go around mode*) erlaubt ein Durchstartmanöver. Dieses initiiert der Pilot, indem er den Schubhebel auf maximalen Startschub (*take-off/go around*, TOGA) stellt (vgl. Kap.20.3.2), bei Längs- und Seitenführung mit Autopilot oder Flight-Director. In der Seitenbewegung wird zunächst die Querneigung stabilisiert und nach Erreichen einer bestimmten Flughöhe auf Azimutregelung geschaltet. In der Längsbewegung wird das *speed reference system* (SRS) auf der Grundlage der Energiewinkelberechnung eingesetzt, womit ein sicherer und optimaler Flugbahnwinkel γ erzielt wird mit möglichst schnellem Erreichen der an der FCU eingestellten Geschwindigkeit V_{Ref} plus Windzuschlag ($V_{Ref} =$ Referenzgeschwindigkeit für normalen Endanflug = $1,23 V_s$ bei voll ausgefahrener Klappen). Bei Erreichen einer sicheren Flughöhe schaltet der Pilot auf Vertikalgeschwindigkeits- oder Höhenregelung.

Schlußbemerkung

Das A320-Flugführungssystem hat sich seit seiner Einführung im täglichen Flugbetrieb bewährt. Das Konzept des „full authority fly-by-wire“ mit den zugehörigen Überwachungs- und Begrenzungsfunktionen (s. o.) sowie die Systemarchitektur von den Meß- und Reglerfunktionen bis hin zu den Anzeigen ist inzwischen zum Standard geworden /Favre 96/. Es wurde von Airbus Industries für die neuen Flugzeugtypen A330, A340 und A380 übernommen und weiterentwickelt. Wie

Tabelle 20.1 Weiterentwicklung der Airbus Fly-by-Wire-Funktionen (manuelle Flugsteuerung)

Flugzeugtyp	neue Funktionen
A330 / A340	<p>Weiterentwicklung der A320-Funktionen, Anpassung an Flugzeugdynamik und Flugzeugkonfiguration (Stellflächen)</p> <p><i>manoeuvre load alleviation</i> (MLA): Umverteilung des Auftriebs auf den inneren Flügel durch Ausschlagen der Querruder nach oben und Ausfahren der äußeren drei Spoilerpaare, um die Strukturlasten (Wurzelbiegemoment) bei Lastvielfachenkommandos über $n_z > 2$ abzumindern</p> <p><i>turbulence load alleviation</i>: Ausschlagen der Querruder nach oben und Ausfahren der Spoilerpaare in Abhängigkeit von z-Beschleunigungen, die auf dem Flügel gemessen werden, um das Wurzelbiegemoment infolge Turbulenz zu reduzieren</p> <p><i>turbulence damping function</i>: Reduzieren von lateralen Strukturschwingungen, indem y-Beschleunigungen im Flugzeugvorderteil und z-Beschleunigungen an den Triebwerken auf Querruder- und Seitenruderausschläge zurückgeführt werden</p> <p><i>low energy awareness</i>: Warnung, wenn beim Landeanflug eine Höhenabweichung, ohne die minimale Anfluggeschwindigkeit zu unterschreiten, nicht mehr mit einem Höhenruderausschlag allein korrigiert werden kann sondern zusätzlicher Schub erforderlich ist</p>
A340-500/600	<p>wie A340, aber Seitenruder wird elektrisch angesteuert, d. h. die Verbindung zwischen Pedalen und den hydraulischen Seitenruderaktuatoren geschieht über die Flugsteuerungsrechner. Dadurch können eine Reihe von mechanischen Komponenten entfallen. Der Pilot kommandiert mit den Pedalen einen Schiebewinkel, wodurch auch ein Hängewinkel entsteht. Der Schiebewinkel wird geschätzt, nicht gemessen</p> <p>Wegen der größeren Länge der A340-600 liegen Starrkörperbewegungen und Strukturschwingungen näher beieinander. Deshalb sind die Funktionen zur Dämpfung der Strukturschwingungen und zur Kompensation von Turbulenz in die Funktionen zur Flugsteuerung integriert worden</p> <p>Verbesserte Schnittstelle zum Autopiloten: die inneren Regelschleifen des Autopiloten sind entfallen und durch die Regelkreise der Fly-by-Wire-Steuerung ersetzt worden</p>
A380	<p>Weiterentwicklung der A340-600-Funktionen, Anpassung an Flugzeugdynamik und Flugzeugkonfiguration (Stellflächen)</p> <p>Trimrad ist durch elektrische Trimmschalter ersetzt worden</p> <p>Pilot kommandiert mit den Pedalen eine laterale Beschleunigung (Y^* law) unter Verwendung zusätzlicher Schiebewinkelsensoren zur Regelung</p> <p>Autopilot-, Autothrottle- und Flugmanagement-Funktionen sind in die Flugsteuerungsrechner integriert</p>

die Funktionen des A320-Flugsteuerungssystem weiter entwickelt wurden, ist in Tabelle 20.1 zusammenfaßt worden. Zusätzlich wurde auch die Systemarchitektur weiterentwickelt, die Anzahl der Rechner wurde reduziert, Funktionen wurden integriert und neue Technologien wurden eingeführt, z. B. *Electrohydrostatic Actuators* (EHAs) und *Electrical Backup Hydraulic Actuator* (EBHA), um bei der A380 einen Hydraulikkreis einzusparen, s. auch Kap.10.2.2.

Die Ähnlichkeit des Flugführungssystems der gesamten Airbus-Familie bringt große Vorteile für das Pilotentraining und den Übergang der Piloten von einem Flugzeugtyp auf den anderen (*handling commonality*).

Literaturverzeichnis zu Kapitel 20

- Baud, P., Ivanoff, D.: A320 flight deck, the logical path. Airbus Industrie, Toulouse 1984.
- Cormery, G.: Concorde 1958–1975. paper I.4.1a, European Symp. on Future Supersonic and Hypersonic Transportation Systems, Straßburg 1989.
- Farineau, J., Le Tron X.: Qualités de vol latéral d'un avion de transport civil équipeé de vol électriques: expérience de l'Airbus A320. AGARD Symposium on Flying Qualities, in AGARD CP508, 1990.
- Favre, C.: Fly-by-wire for commercial aircraft: the Airbus experience. in: Tischler, M.B. (Hrsg.): Advances in aircraft flight control. Taylor and Francis, London 1996.
- Fielding, C., Luckner, R.: Industrial considerations for flight control. In: Pratt, R. (Hrsg.) Flight control systems – practical issues and design implementation IEE Control Engineering Series 57, Stevenage, 2000.
- Günzel, U.: Aktuelle Aspekte der Sicherheit und Zuverlässigkeit im Luftverkehr. DGLR-Jahrestagung, Berlin 1991.
- Hach, J.P., Heldt, P.H.: Das Cockpit des Airbus A310. Z. Luft- und Raumf. 3–84, S. 67–76, 1984.
- Hornig, R.: Fly-by-wire. Lufthansa Flightcrew Info 1/85, 1985.
- Mindner, K.J.: Pilot Report: Airbus A320, Das Steuerungssystem, Teil 1 und 2. Aero-Kurier Heft 9 und 10, 1989.
- Morgenstern, K., Plath, D.: Airbus A320/321. Motorbuch Verlag, Stuttgart 1992.
- Nollinger, F.: Langer Weg zum optimalen Triebwerk. VDI-Nachr. 5, S. 27, 1987.
- Pagnard, J. et al.: Le pilote automatique de l'Airbus. L'Onde Electrique, vol. 51, S. 385–390, 1971.
- Pélegren, M.J., Paris, X.: Advanced control features of the new airplane generation. In: Proceedings of IEEE International Conference on Control and Application ICCON'89, Jerusalem 1989.
- Pletschacher, P.: Airbus A320: das Flugzeug für das nächste Jahrhundert. VDI-Nachr. 5, S. 25–28, 1987.
- Pratt, R. (Hrsg.): Flight control systems – practical issues in design and implementation. IEE Control Engineering Series, vol. 57, Stevenage, 2000.
- Reuß, H.-J.: Europas Flugzeug setzt neue Maßstäbe. VDI-Nachr. 5, S. 27, 1987.
- Ropelewski, R.R.: A300 testbed demonstrates fly-by-wire capabilities. Aviation Week, Sept. 1986.
- Swading, S.J.: Commercial supersonic operations – ten years of experience with Concorde. Aerospace Technology Conference, Long Beach, California 1986.
- Vadrot, R.: Simulation des commandes de vol électriques au CEV français pour les avions de transport civils. AGARD-CP-408, Cambridge 1985.
- Ziegler, B., Durandeau, M.: Flight control system on modern civil aircraft. ICAS-paper 84-0.2, Toulouse 1984.
- A320 Flight crew operating manual. Airbus Industries E-VO 20 000.
 - A320 Training Manual, ATA 22 Autoflight. Lufthansa Technische Schule, 1989.
 - A320 Training Manual, ATA 31 Indicating/Recording (ECAM), Lufthansa Technische Schule, 1989.
 - Fly-by-wire: the verdict. Electronics World and Wireless World, S. 593–595, 1991.

Kapitel 21

Entwicklungsprozeß für Flugregelungssysteme

Bisher wurden Entwurfsverfahren für Flugregler – genau genommen für ihre Funktionen und Algorithmen – behandelt. Das Augenmerk lag dabei auf physikalischen und funktionalen Aspekten, nicht auf der Realisierung durch Rechenalgorithmen (Software) und deren Einbettung in die Rechner des Regelungssystems. Ein Flugregelungssystem ist ein komplexes und sicherheitskritisches System (s. [Kap.19](#) und [20](#)), bestehend aus Sensoren (s. [Kap.9](#)), Rechnern (mit hochintegrierten, elektronischen Schaltkreisen), Aktuatoren (s. [Kap.10](#)), elektrischer und hydraulischer Energieversorgung, Bedienelementen und Anzeigen im Cockpit (s. [Kap.18](#)) sowie Schnittstellen zu verschiedenen anderen Systemen des Flugzeugs (z. B. zum Warnsystem und zum Wartungssystem) und es steht in enger Beziehung zu den flugphysikalischen Eigenschaften des Flugzeugs (vgl. [Kap.3 bis 8](#)). Es ist also ein integraler Bestandteil des Flugzeugs. Deshalb reicht es nicht aus, ein Flugregelungssystem für sich alleine zu entwickeln, sondern seine Entwicklung ist ein Teil des gesamten Flugzeug-Entwicklungsprozesses.

Die Entwicklungsmethoden für komplexe Systeme sind Gegenstand einer eigenen, ingenieurwissenschaftlichen Disziplin, dem *Systems Engineering*, auf deren Methoden im Rahmen dieses Buches in diesem Kapitel nur andeutungswise eingegangen werden kann. Hier werden speziell Methoden beschrieben, die in der Luftfahrt angewendet werden. Zuerst wird der Prozeß zur Entwicklung von Systemen für Verkehrsflugzeuge in allgemeiner Form beschrieben und in den Gesamtentwicklungsprozeß eines Flugzeugs eingeordnet. Ein Teil dieses Entwicklungsprozesses ist der Sicherheitsprozeß, auf den wegen seiner Bedeutung besonders eingegangen wird. Abschließend wird gezeigt, wie der Entwicklungsprozeß für ein Flugregelungssystem aussehen kann und insbesondere, wie beim Entwurf der Regelungsfunktionen vorgegangen wird.

21.1 Entwicklungsprozeß in der Luftfahrt

Die Entwicklung eines neuen, zivilen Verkehrsflugzeugs dauert vom offiziellen Programmstart (*go ahead*), ab dem der Flugzeughersteller erste Teile bestellt und erste Unteraufträge vergibt, bis zum Erstflug typischerweise drei bis vier Jahre.

In der Phase davor, die auch als Vorentwicklung bezeichnet wird, werden neue Technologien erforscht und zur Einsatzreife gebracht. Nach dem Erstflug wird das Flugzeugmuster etwa ein Jahr lang im Flugversuch erprobt, bevor das erste Flugzeug nach erfolgter Musterzulassung an den ersten Kunden (Fluggesellschaft) übergeben werden kann. Dieser erwartet ein sicheres und ausgereiftes Produkt, das er sofort im Liniendienst einsetzen und über Jahre wirtschaftlich betreiben kann.

Bei der Entwicklung eines neuen Flugzeugmusters muß der gesamte Lebenszyklus betrachtet werden. Dieser kann einen Zeitraum von 50 Jahren und mehr umfassen. Er beginnt beim *go ahead* und endet, wenn das letzte Flugzeug des Musters stillgelegt und entsorgt ist.

21.1.1 Systementwicklungsprozeß

Bei der Entwicklung von komplexen Systemen wird ebenfalls der gesamte Lebenszyklus betrachtet, beginnend bei der Konzeption des Systems und des geplanten Entwicklungsprozesses über den Entwurf, die Realisierung, die Integration ins Gesamtsystem, Tests, Zulassung, den Betrieb, die Wartung und Reparatur bis schließlich zur Außerdienststellung und Entsorgung. Für die Luftfahrt gibt es hierzu empfohlene und erprobte Vorgehensweisen, die in Richtlinien und Standards beschrieben sind. Hält man sie ein, erleichtert das den Zulassungsprozeß erheblich, da alle davon abweichenden Vorgehensweisen bei der Zulassung hinterfragt werden.

Bild 21.1 gibt in allgemeiner Form eine Übersicht über den gesamten Systementwicklungsprozeß (*system development process*) für sicherheitskritische Systeme, s. [/SAE ARP 4754](#). Er besteht aus zwei Hauptprozessen: der Systementwicklung (rechts im Bild) und dem Prozeß zur Sicherheitsbewertung (links). Näheres zu den Sicherheitsprozessen steht in Kap. 21.1.2.

Der erste Schritt im Entwicklungsprozeß ist, den Ablauf der Entwicklung im Detail zu planen und diese Planung zu dokumentieren. Im einzelnen sind Pläne (Prozesse) zu folgenden Aktivitäten zu erstellen: Zulassung, Entwicklung, Validierung, Verifikation, Konfigurationsmanagement und Sicherung der Prozeßqualität.

Die eigentliche Entwurfsarbeit für ein neues Flugmuster beginnt mit der Definition der Leistungsanforderungen und der operationellen Anforderungen so wie den daraus resultierenden übergeordneten, funktionalen Anforderungen (*top level requirements*). Liegen diese vor, kann ein erster Entwurf des Flugzeugs und der Systemarchitektur erfolgen. Davon ausgehend, können die übergeordneten Anforderungen auf die einzelnen Systeme und danach auf die darunterliegenden Unter systeme heruntergebrochen und verfeinert werden. Diese Aktivitäten sind für alle Systeme notwendig und geschehen in der Regel parallel zueinander (*concurrent engineering*). Im Normalfall laufen die Einzelprozesse aber nicht sequentiell ab, wie es in vielen Modellen dargestellt wird, sondern iterativ und zyklisch.

Bei der Entwicklung von hochintegrierten, komplexen Systemen ist die Gefahr sehr groß, Fehler zu machen. Es können Fehler bei der Spezifikation von Anforderungen oder Fehler beim Umsetzen der Anforderungen im Entwurf sein, es können aber auch unerwünschte, nicht vorhersehbare Nebeneffekte auftreten. Diese

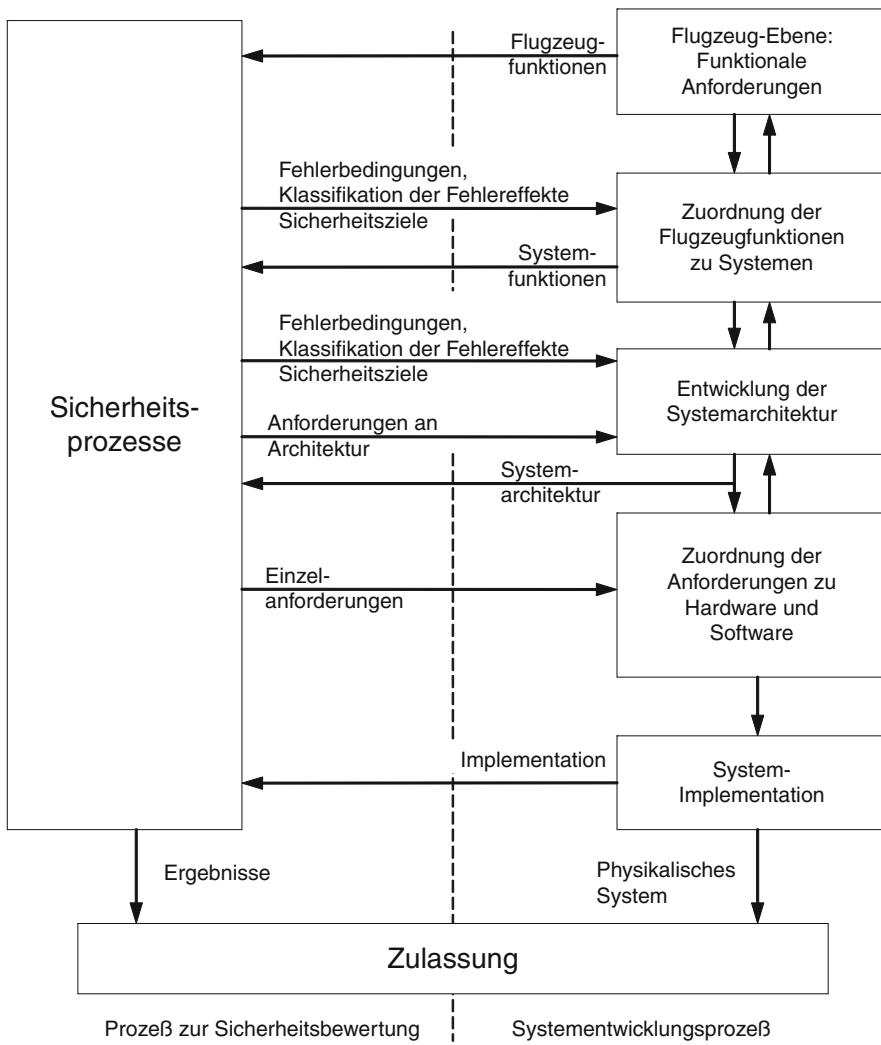


Bild 21.1 Modell für den Systementwicklungsprozeß nach [SAE ARP 4754](#)

frühzeitig zu entdecken, ist eine schwierige Aufgabe. So ist es nicht möglich, für komplexe Systeme analytisch zu beweisen oder durch umfangreiche Tests nachzuweisen, daß sie absolut fehlerfrei sind. Statt dessen soll der Entwicklungsprozeß selbst sicherstellen, daß das System in so disziplinierter und strukturierter Weise entwickelt worden ist, daß die Anzahl von Entwurfsfehlern, die die Sicherheit des Flugzeugs betreffen, minimiert ist.

Dazu dienen die folgenden Teilprozesse, die den Systementwicklungsprozeß unterstützen und die im einzelnen in [SAE ARP 4754](#) beschrieben sind:

- Zulassungsprozeß (*certification process*) mit dem Ziel zu zeigen, daß das Flugzeug und seine Systeme den gültigen Luftfahrttüchtigkeitsanforderungen entsprechen, um so die Zulassung des Flugzeugs zu erreichen;
- Prozeß zur Sicherheitsbewertung (*safety assessment process*), in dem nachzuweisen ist, daß das Flugzeug und seine Systeme die in den Zulassungsvorschriften geforderten Sicherheitsziele erreichen;
- Validation der Anforderungen (*requirements validation*), wobei sichergestellt wird, daß die Anforderungen korrekt und vollständig sind;
- Verifikation der Implementierung (*implementation verification*), bei der sichergestellt wird, daß alle Anforderungen korrekt in Soft- und Hardware umgesetzt worden sind;
- Konfigurationsmanagement (*configuration management*), um dafür zu sorgen, daß alle Änderungen kontrolliert durchgeführt und dokumentiert werden;
- Qualitätssicherung (*process assurance*), um sicherzustellen, daß der Systementwicklungsprozeß und die ihn unterstützenden Prozesse angemessen sind, sowie gepflegt und befolgt werden.

Empfehlungen, wie dieses strukturierte Vorgehen aussehen kann, gibt [/SAE ARP 4754¹](#). Richtlinien für die Entwicklung von Software sind in [/RTCA DO-178B](#)/ zu finden und für die Entwicklung von Hardware in [/RTCA DO-254²](#). In [/Hilderman Ba 07/](#) werden Ratschläge gegeben, wie diese Richtlinien in die Praxis umgesetzt werden können. Anforderungen, die sich aus den Umgebungsbedingungen (z.B. Temperatur, Vibrationen, elektrische oder magnetische Felder, Blitzschlag usw.) ergeben, sind in [/RTCA DO-160F](#)/ beschrieben.

21.1.2 Prozeß zur Sicherheitsbewertung

Der Prozeß zur Sicherheitsbewertung (*safety assessment process*) ist im Bild 21.1 (links) nicht im Detail dargestellt. In ihm wird der Nachweis erbracht, daß ein entwickeltes System die Zulassungsanforderungen erfüllt. Die Sicherheitsbewertung geschieht durch die folgenden vier Untersuchungen:

- *Functional Hazard Assessment* (FHA), in der zuerst mögliche Fehler von Flugzeug- und Systemfunktionen identifiziert werden und anschließend deren Auswirkungen ermittelt und nach Schwere klassifiziert werden. Die FHA dient der Herleitung essentieller Sicherheitsanforderungen an Systeme und

¹ SAE International, früher die Society of Automotive Engineers (SAE), gibt Richtlinien – genannt *Aerospace Recommended Practices* (ARP) für angetriebene Fahrzeuge jeder Art (einschließlich Luftfahrzeuge) heraus.

² Die Radio Technical Commission for Aeronautics (RTCA) ist eine nicht gewinnorientierte Vereinigung mit Sitz in Washington DC, USA. Sie gibt Empfehlungen für Entwicklung und Herstellung elektronischer Geräte in der Luftfahrt heraus.

ist deshalb für die Definition der Systemarchitektur entscheidend. Sie wird deshalb so früh wie möglich erstellt. Sobald neue Funktionen spezifiziert oder zusätzliche Fehlerbedingungen bekannt werden, muß sie überarbeitet werden.

- *Preliminary System Safety Assessment* (PSSA) in der konkrete Sicherheitsanforderungen an das System und seine Bestandteile aufgestellt werden, so daß man erste Systemarchitekturen frühzeitig daraufhin überprüfen kann, ob sie grundsätzlich geeignet sind, diese Sicherheitsanforderungen zu erfüllen.
- *System Safety Assessment* (SSA), in dem verifiziert wird, daß das endgültige System alle Sicherheitsanforderungen, die in FHA und PSSA stehen, tatsächlich erfüllt.
- *Common Cause Analysis* (CCA), in der Anforderungen an körperliche und funktionale Trennungen von Subsystemen aufgestellt und validiert werden. Das System wird daraufhin überprüft, ob diese Anforderungen eingehalten werden.

Sicherheitsanforderungen

In den Zulassungsvorschriften für zivile Verkehrsflugzeuge wird die Wahrscheinlichkeit, mit der ein Fehler auftritt, den Konsequenzen zugeordnet, die ein solcher Fehler hat. Fehler, deren Auswirkungen katastrophal sind, dürfen nur äußerst selten (am besten natürlich nie) auftreten, während Fehler, die zwar störend, aber nicht sicherheitskritisch sind, häufiger auftreten dürfen. Dieser Zusammenhang, der in den Zulassungsvorschriften *EASA CS-25*/ und *FAR Part 25*/, speziell in CS 25.1309 bzw. FAR 25.1309 und den dazugehörigen Erläuterungen (*acceptable means of compliance*, AMC), genauer erläutert wird, ist in Bild 21.2 dargestellt. Es werden die allgemein gebräuchlichen englischen Begriffe verwendet, d. h. für die

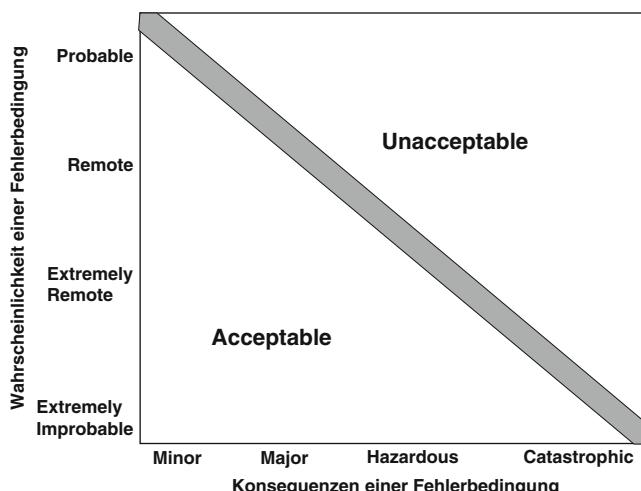


Bild 21.2 Zuordnung Fehlerwahrscheinlichkeit und Schwere nach EASA CS-25.1309 (AMC)

Auftrittshäufigkeiten: *probable*, *remote*, *extremely remote* und *extremely improbable* so wie für die Konsequenzen: *minor*, *major*, *hazardous* und *catastrophic*.

Klassifikation von Fehlern

Die Werte für die verschiedenen Fehlerkategorien sind nach folgender Philosophie festgelegt worden: jedes neue Flugzeugmuster muß mindestens so sicher sein wie die existierenden und im Einsatz befindlichen Flugzeugmuster. Unfallstatistiken haben gezeigt, daß ein Unfall mit katastrophalen Folgen, dessen Ursache systemtechnischer Natur ist, einmal in etwa 10 Millionen Flugstunden (*flight hour*, fh) auftritt. Weiterhin wird angenommen, daß etwa 100 verschiedene, einzeln auftretende Fehler in den Systemen eines Flugzeugs zu einem Absturz führen können. Daraus resultiert die Forderung, daß das Auftreten eines einzelnen solchen Fehlers seltener als 10^{-9} 1/fh sein muß. Fehler, die weniger schwerwiegende Konsequenzen haben, dürfen häufiger vorkommen, wie Tabelle 21.1 zeigt. Die Auftrittswahrscheinlichkeit wird pro Flugstunde (1/fh) angegeben.

Tabelle 21.1 Zusammenhang zwischen Wahrscheinlichkeit und Konsequenzen einer Fehlerbedingung nach EASA CS-25.1309 (AMC)

Allowable Qualitative Probability	No Probability Requirement	Probable	Remote	Extremely Remote	Extremely Improbable
Allowable Quantitative Average Probability	No Probability Requirement	$< 10^{-3}$ 1/fh	$< 10^{-5}$ 1/fh	$< 10^{-7}$ 1/fh	$< 10^{-9}$ 1/fh
Classification of Failure Conditions	No Safety Effect	Minor	Major	Hazardous	Catastrophic

„System Development Assurance Level“

Wenn ein Flugzeugsystem neu entwickelt wird, dann ist einer der ersten Schritte, in einer Systemanalyse (*functional hazard assessment*, FHA) die Konsequenzen von Systemfehlern zu bewerten. Das genaue Vorgehen ist in [/SAE ARP 4761/](#) beschrieben. Das Ziel der FHA ist es, die Anforderungen an den Entwurf zu definieren. Wenn die Auswirkungen von Systemfehlern für das Flugzeug *catastrophic* sind, dann wird für ein solches System der sogenannte „*Development Assurance Level*“ (DAL) A gefordert, vgl. [/SAE ARP 4754/](#). Sind die Folgen weniger schwerwiegend, werden niedrigere DAL's gefordert, die je nach Konsequenz mit B, C, D und E bezeichnet werden, vgl. Tabelle 21.2. Der DAL bestimmt, welche Aktivitäten,

Tabelle 21.2 Zuordnung des *System Development Assurance Levels* nach SAE ARP 4754

Failure Condition Classification	System Development Assurance Level
Catastrophic	A
Hazardous/Severe Major	B
Major	C
Minor	D
No safety effect	E

Nachweise und Dokumente bei der Systementwicklung zu erbringen sind. Er gilt sowohl für die Software- als auch für die Hardware-Entwicklung. Je höher der DAL, desto größer ist der Entwicklungsaufwand.

„Common Cause Analysis“

Ein Einzelfehler darf niemals zum Verlust eines Flugzeugs führen. Dieses sicherzustellen, ist ein wichtiger Bestandteil des Sicherheitsprozesses und geschieht in der sogenannten „*Common Cause Analysis*“ (CCA). In der CCA muß insbesondere nachgewiesen werden, daß ein einzelner Fehler keine katastrophalen Folgen haben kann. Dieses ist insbesondere bei elektronischen Systemen, bestehend aus hoch-integrierten, komplexen Schaltkreisen und Software ein Problem. Da ein einzelner Rechner allein niemals die für kritische Funktionen erforderliche Ausfallwahrscheinlichkeit von $P < 10^{-9} \text{1/fh}$ erreichen kann, wird dieses durch Parallelschalten mehrerer (redundanter) Rechner erreicht, s. auch [Kap.1.4.1](#) und [Kap.10.3.5](#). Wenn aber alle Geräte identische Software besitzen, kann ein einzelner Fehler alle Rechner gleichzeitig betreffen. Dieser Fall, der auch als *common mode error* bezeichnet wird, muß durch die CCA ausgeschlossen werden. Die Lösung ist in der Regel die, daß redundante Systeme dissimilar (d. h. auf zwei unterschiedlichen Wegen) realisiert werden (dissimilare Redundanz).

Ebenso gilt es *single point failure* auszuschließen, also keine Stellen im System zu haben, an denen ein einzelner Fehler zum Verlust einer sicherheitskritischen Funktion führt. Eine typische Maßnahme, um einen *single point failure* zu verhindern, ist die räumliche Trennung (Segregation) von redundanten Geräten so wie von redundanten Signal- und Stromleitungen, damit beispielsweise ein Feuer nicht alle redundanten Geräte gleichzeitig zerstören kann oder damit ein aus einem „platzenden“ Triebwerk austretendes Teil nicht alle Leitungen gleichzeitig durchtrennen kann.

21.2 Entwicklungsprozeß für ein Flugregelungssystem

Im industriellen Entwicklungsprozeß ist der Entwurf von Regelgesetzen für ein Flugregelungssystem, der in [Kap.12](#) bis [18](#) beschrieben worden ist, immer als Bestandteil der Gesamtentwicklung zu sehen. Im folgenden wird an einem Beispiel gezeigt, wie das in der Praxis aussehen kann.

Ein Flugregelungssystem ist nicht nur wegen der hohen Sicherheitsanforderungen für den Systementwurf eine Besonderheit, sondern auch, weil zum Entwurf der Regelgesetze erhebliche Kenntnisse über das gesamte Flugzeug und seine dynamischen, flugmechanischen Eigenschaften benötigt werden. Deshalb wird in der folgenden Beschreibung des Entwicklungsprozesses besonders auf den Entwurf der Regelgesetze (*flight control laws*) eingegangen.

21.2.1 Systementwicklungsprozeß nach V-Modell

Zur detaillierten Beschreibung des Entwicklungsprozesses nach Bild [21.1](#) gibt es verschiedene Modelle, s. [/Anderson Do 91/](#). In der zivilen Luftfahrt wird meistens

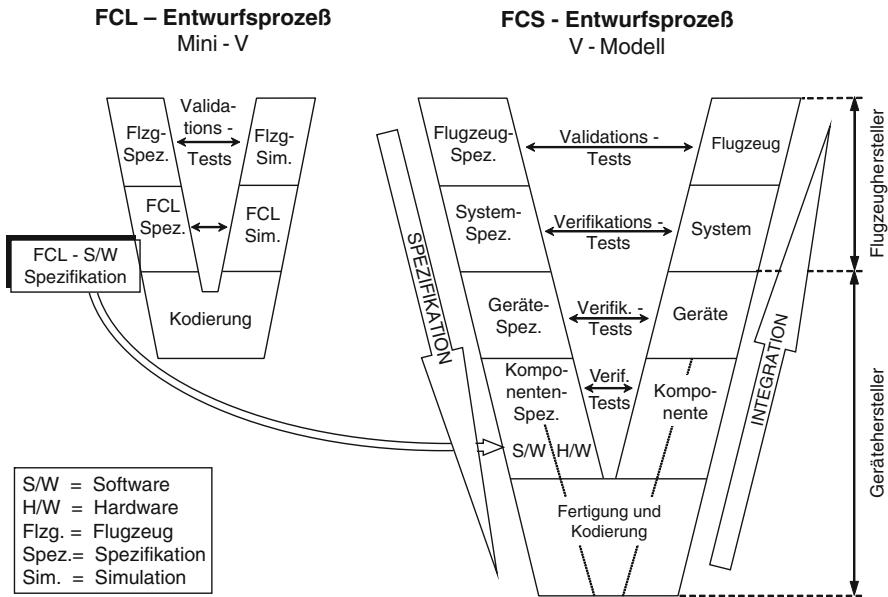


Bild 21.3 Entwicklungsprozeß für ein Flugregelungssystem nach dem V-Modell
(FCL = *flight control law*, FCS = *flight control system*)

das V-Modell nach Bild 21.3 benutzt. Der Name resultiert aus der V-förmigen Anordnung der einzelnen Entwicklungsschritte. Die analytischen Schritte sind auf der linken Seite des V's zu finden und die Schritte zur Synthese des Systems auf der rechten Seite.

Spezifiziert wird vom Groben zum Feinen (*top-down*) beginnend mit der Flugzeugspezifikation, d.h. der Spezifikation auf Flugzeugebene. Hiervon werden die Systemspezifikationen abgeleitet, die erheblich detaillierter sind. Die nächste Verfeinerung bilden die Gerätespezifikationen, die von den Systemspezifikationen abgeleitet werden. Gerätespezifikationen können bei elektronischen Geräten in Hardware- und Software-Spezifikation unterteilt werden. Diese bilden oft die vertragliche Basis zu den Zulieferfirmen (Ausrüster), die die Geräte bauen sollen.

Zur Qualitätssicherung gibt es zusätzlich einen „*traceability and compliance*“ Prozeß (Rückverfolgbarkeit und Erfüllung) der sicherstellt, daß jeder globalen Anforderung auch eine oder mehrere detaillierte Anforderungen entsprechen und daß umgekehrt jede detaillierte Anforderung einer Anforderung auf der darüber liegenden Ebene zugeordnet werden kann. Der Ausrüster produziert Hardware und Software in gleicher systematischer Weise, wobei der Flugzeugherrsteller, der für das Gesamtsystem verantwortlich ist, den Herstellungsprozeß durch seine Qualitätssicherung sehr genau überwacht. Die eigentliche Herstellung von Hard- und Software findet ganz unten im V (Bild 21.3) statt.

Integrationsarbeiten geschehen vom Teil- zum Gesamtsystem (*bottom-up*), dargestellt im rechten Schenkel des V's. Testaktivitäten, die die Verifikation und die Validation betreffen, sind zwischen den beiden Schenkeln des V's dargestellt.

Ein Integrations-Schritt ist dann beendet, wenn die Verifikationstests erfolgreich durchlaufen wurden. Für jede Anforderung muß ein geeigneter Test definiert werden und es sind die zu erwartenden Ergebnisse zu spezifizieren, um die Erfüllung der Anforderungen zu zeigen. Die Ergebnisse werden formal für jede Prozeßebene dokumentiert. Die Querverbindungen zwischen den beiden Schenkeln deuten das an. Die Begriffe Verifikation und Validation werden in verschiedenen Quellen unterschiedlich definiert, manchmal mit anderen Worten, manchmal aber auch mit unterschiedlicher Bedeutung³. Hier soll folgende Definition benutzt werden:

– **Verifikation:**

Sicherstellen, daß das System (oder Teilsystem) korrekt (entsprechend der Spezifikation) funktioniert und daß bei seiner Herstellung die anzuwendenden Standards verwendet wurden.

– **Validation:**

Sicherstellen, daß die Anforderungen an das System den gewünschten Zielvorstellungen entsprechen und daß sie vollständig sind.

Für die Flugsteuerung werden Tests auf verschiedenen Prüfständen ausgeführt. Dabei dient jeder der folgenden Prüfstände ganz speziellen Testzwecken:

– **Gerätetests (*rig tests*)**

Sie werden parallel zueinander auf speziell dazu vorbereiteten Prüfständen (*rigs*) durchgeführt. Getestet wird, ob das Gerät alle Anforderungen der Gerätespezifikation erfüllt. Meistens geschieht das beim Gerätehersteller.

– **Systemtests**

Für Systemtests wird für jedes Flugzeug ein spezieller Flugsteuerungsprüfstand (*iron bird*) aufgebaut, der beim Systemhersteller steht. Hier wird geprüft, ob das System die Systemspezifikation erfüllt.

– **Tests auf Flugzeugebene**

Diese Tests werden zuerst im Flugsimulator durchgeführt, wobei die zu entwickelnden Systeme zunächst simuliert und im Laufe des Projektes durch die tatsächlichen Geräte (Labormuster, Prototypen, Seriengeräte) sukzessive ersetzt werden, bis schließlich das gesamte Flugsteuerungssystem als sogenannter *iron bird* angekoppelt ist. Die Flugsimulation in Echtzeit mit virtuellen Geräten wird auch als (*aircraft minus one*) bezeichnet, die Kombination der Flugsimulation mit dem *iron bird* und allen Geräten, die typischerweise ein Jahr später verfügbar ist, wird (*aircraft zero*) genannt. Die Tests auf Flugzeugebene werden anschließend mit dem Flugzeug am Boden (Bodentests) und schließlich im Flugversuch fortgesetzt.

³ Definition nach SAE ARP 4754:

„Verification: The evaluation of an implementation of requirements to determine that they have been met“.

„Validation: The determination that the requirements for a product are sufficiently correct and complete“.

Erst wenn alle Qualifikations- und Zulassungstests erfolgreich bestanden worden sind, kann das Flugzeug in Dienst gestellt werden. Die abschließende Validierung der Flugzeugspezifikation ist aber erst dann erreicht, wenn ein Flugzeugmuster alle seine operationellen Pflichten und Erwartungen erfolgreich erfüllt.

Dieser Prozeß zur Entwicklung komplexer, hochintegrierter Systeme ist zwangsläufig formal. Er wird durch regelmäßige Überprüfungen (*reviews*) überwacht und muß gut dokumentiert sein, damit ein zugelassenes Endprodukt entsteht, das zuverlässig und korrekt arbeitet.

Die Kosten zur Fehlerbehebung und für nachträgliche Spezifikationsänderungen wachsen immens, je später diese notwendig werden. Daraus ergibt sich die Forderung, die Anzahl der Iterationsschleifen (besonders solcher die zeitlich spät liegen) zu minimieren. Deshalb hat die Industrie in den vergangenen Jahren erheblich – und erfolgreich – in die Verbesserung ihrer Prozesse investiert. Trotzdem sind diese Bemühungen noch lange nicht abgeschlossen.

21.2.2 Entwicklungsprozeß für die Regelgesetze

Die Entwicklung der Regelgesetze ist Bestandteil des gesamten Entwicklungsprozesses und orientiert sich an dem oben beschriebenen Vorgehen. Ziel ist es, daß der Flugregler bereits beim Erstflug perfekt funktioniert, d. h. beim ersten vollständigen Durchlauf des Entwurfszyklus. Man spricht von „*first time right*“. Da heute keine Prototypen mehr gebaut werden, stützt sich der Entwurfsprozeß weitestgehend auf Simulationsmodelle. Um diese Simulationsmodelle aufzustellen, sind frühzeitig Kenntnisse über die Flugmechanik und die Systeme des zu entwickelnden Flugzeugs notwendig. So entsteht ein virtuelles Flugzeug (*aircraft minus one*), das das für den Reglerentwurf wichtige Verhalten der Regelstrecke nachbildet und das so ermöglicht, den Reglerentwurf frühzeitig zu beginnen. Sobald tatsächliche Flugzeugsysteme verfügbar werden, können die entsprechenden Simulationsmodelle ersetzt werden (*hardware in the loop*).

Um mehrere Entwurfszyklen in kurzer Zeit wiederholen zu können, wird der Gesamtprozeß zu dem als Mini-V in Bild 21.3 dargestellten Prozeß vereinfacht. Dieser folgt den gleichen Prinzipien wie der vollständige Prozeß, kann aber häufiger und sehr viel schneller wiederholt werden.

Bild 21.4 zeigt den prinzipiellen Ablauf einer Flugreglerentwicklung. Jeder Flugzeughersteller hat hierfür sein eigenes Verfahren, das üblicherweise durch eine Reihe von rechnerunterstützten Methoden so weit wie möglich automatisiert wird (*computer aided design*). Im Einzelnen sind folgende Aktivitäten erforderlich:

– Modellbildung

Es werden mathematische Modelle der Flugdynamik (z. B. in Form von linearen oder nichtlinearen Differentialgleichungen) aufgestellt, die das reale Verhalten vereinfachen, es aber ausreichend genau für die jeweilige Entwurfsaufgabe beschreiben (Block „Flugzeugsimulationsmodelle“ in Bild 21.4). Was „ausreichend genau“ ist, hängt auch von der Entwurfsphase ab.

- **Auswahl der Reglerstruktur**

Ausgehend von den Anforderungen und vom Ergebnis der Systemanalyse wird die Struktur des Reglers festgelegt, d.h. Art und Anzahl der Meß- und Stellgrößen, Reglerordnung, usw. (Block „Reglerstruktur“).

- **Analyse der Regelstrecke**

Bei der Analyse geht es darum, Aussagen zur Lösbarkeit der Regelungsaufgabe zu erhalten. Dazu zählen Antworten auf die Fragen nach Stabilität, Beobachtbarkeit und Steuerbarkeit, erreichbare Regelgüte und Wahl der Führungsgrößen (ein Teil des Blocks „Regleranalyse und -synthese“).

- **Festlegung der Reglerparameter**

Die Parameter des gewählten Reglers werden mit Hilfe entsprechender Reglerentwurfsverfahren so berechnet, daß die in der Regelungsaufgabe vorgegebenen Güteanforderungen erfüllt werden, beispielsweise mit einem Optimierungsverfahren (der zweite Teil des Blocks „Regleranalyse und -synthese“). Das geschieht mit linearen und nichtlinearen Modellen der Flugdynamik.

- **Erprobung des Reglers in der Flugsimulation**

Anhand des flugmechanischen Modells wird mit Hilfe von Simulationsprogrammen überprüft, ob der geschlossene Regelkreis die in der Regelungsaufgabe gestellten Güteanforderungen erfüllt. Zunächst wird am Arbeitsrechner simuliert und getestet (Nicht-Echtzeit, „offline“). Wenn diese Tests erfolgreich bestanden sind, können im Entwicklungsflugsimulator (in Echtzeit) weitergehende Anforderungen überprüft werden. Dazu werden die Reglerfunktionen in einen ablauffähigen Rechenalgorithmus umgesetzt (Blöcke „Regler-Algorithmus“ und „FCL Code Generierung“). Dieser wird mit einer Flugsimulation gekoppelt (Block „Integration in den Flugsimulator“).

- **Erprobung des Reglers im Versuch**

Der Regler wird realisiert und im Labor mit Teilen der realen Regelstrecke zusammen getestet. Dieses geschieht in Echtzeit, zuerst in einem Entwicklungs-simulator und später auch im Flugsimulator, der mit dem *iron bird* gekoppelt ist. Abgeschlossen wird die Erprobung im Flugversuch mit der gesamten, realen Regelstrecke.

Der Reglerentwicklungsprozeß läuft in den folgenden vier Iterationsschleifen (*loops*) ab, die in Bild 21.4 dargestellt sind:

1. Schleife (*Loop 1*), Offline-Entwurf

Wenn die Systemarchitektur und die Reglerstruktur definiert sind, können Reglerverstärkungen, Filter und nichtlineare Reglerfunktionen entworfen werden. Der Reglerentwurf wird bezüglich der Anforderungen in linearen oder nichtlinearen Rechnersimulationen am Arbeitsplatzrechner (Nicht-Echtzeit) überprüft. Typische Prüfungen zielen auf die Stabilitätseigenschaften und das Führungs- und Störverhalten des geregelten Flugzeugs.

2. Schleife (*Loop 2*), Pilot-in-the-Loop-Simulation

Bewertung der Flugeigenschaften des geregelten Flugzeugs in Flugsimulationen (Echtzeit) mit Piloten.

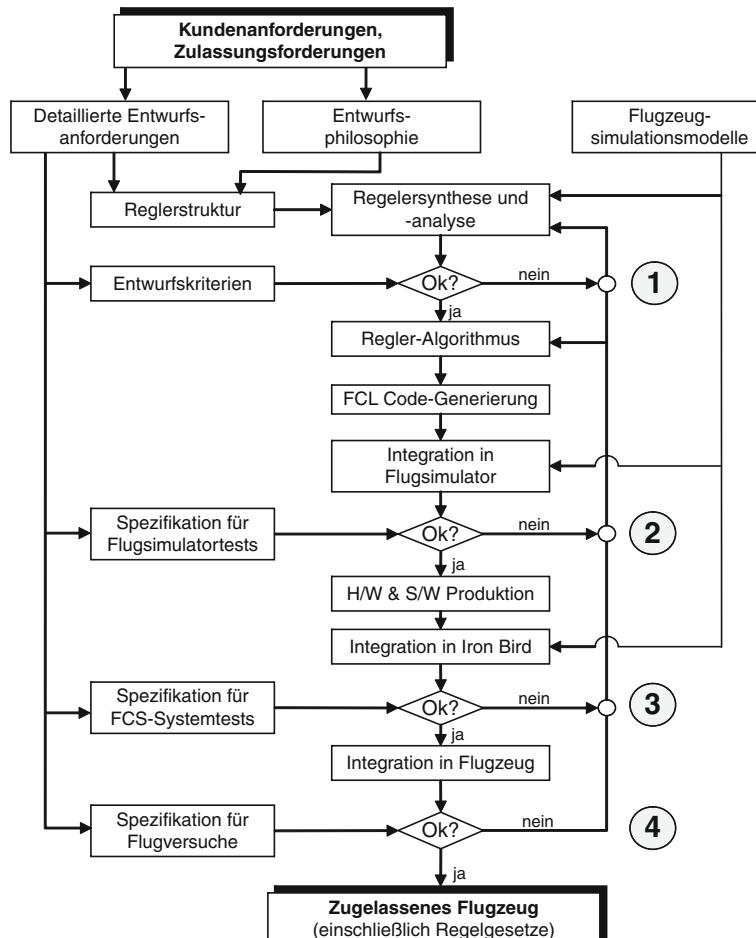


Bild 21.4 Entwicklungsprozeß für Flugregelgesetze

3. Schleife (Loop 3), Iron-bird-Tests

Verifikation der Implementierung der Regelgesetze in die Bordrechner, wobei der korrekte Betrieb unter „realen“ Bedingungen nachzuweisen ist.

4. Schleife (Loop 4), Flugversuch

Validation des Entwurfs gegen die Flugzeugspezifikation.

Die Anzahl der in die Reglerentwicklung eingebundenen Personen und damit auch der Aufwand und die Kosten steigen von Entwurfsschleife zu Entwurfsschleife, grob etwa um den Faktor 5 bis 10 pro Schleife. Was in den einzelnen Entwurfsstufen zu beachten ist, welche Probleme bei der Entwicklung der (manuellen) Flugsteuerung in vergangenen Projekten aufgetreten sind und welche Empfehlungen daraus abgeleitet werden können, ist in [/RTO TR-029 00/](#) zusammengefaßt worden.

In jeder Entwurfsschleife müssen sämtliche ihr zugeordneten Tests erfolgreich bestanden werden, um die Überprüfung des Reglerentwurfs in der nächsten Schleife fortsetzen zu können. Die Testfälle beziehen sich sowohl auf den normalen Reglerbetrieb, d. h. alle Komponenten des Regelungssystems funktionieren wie spezifiziert, aber auch auf alle möglichen Fehlerfälle, für die nachzuweisen ist, daß die Konsequenzen des jeweiligen Fehlers nicht schwerwiegender sind, als es im *functional hazard assessment* angenommen worden ist. Der Testaufwand ist erheblich und die Fehlerfälle haben einen wesentlichen Anteil daran. Fehler, die als *hazardous* eingestuft sind, müssen nicht im Flugversuch demonstriert werden, sondern es reicht aus, dieses im Flugsimulator zu tun. Erfahrene Testpiloten und abschließend Piloten der Zulassungsbehörde übernehmen die Bewertung der Fehlerkonsequenzen. Typischerweise gibt es bei einem manuellen Flugsteuerungssystem zwischen 2 000 und 4 000 Fehlerbedingungen. Die meisten davon können analytisch bewertet werden, aber 100 bis 200 Fehlerfälle erfordern zusätzlich eine Untersuchung im Flugsimulator.

Literaturverzeichnis zu Kapitel 21

- Anderson, C., Dorfman M. (eds.): Aerospace Software Engineering. Progress in Aeronautics and Astronautics, AIAA, Reston, USA, 1991.
- Hilderman V., Baghai, T.: Avionics Certification – A Complete Guide to DO-178 (Software), DO-254 (Hardware). Avionics Communications Inc., Leesburg 2007.
- Moorhouse, D.J. (ed.): Flight control design – best practices. NATO Research and Technology-Organization, RTO-TR 029, Canada, 2000.
- Certification Specification for Certification Specifications for Large Aeroplanes, CS-25. European Aviation Safety Agency (EASA), Brüssel 2003.
 - Federal aviation regulations FAR, Part 25 Airworthiness Standards, Transport Airplanes. Federal Aviation Administration FAA, USA.
 - Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification. RTCA DO-178B, RTCA Inc., Washington 1992.
 - Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment. RTCA DO-160F, RTCA Inc., Washington 2007.
 - Design Assurance Guidance for Airborne Electronic Hardware. RTCA DO-254, RTCA Inc., Washington 2000.
 - Certification Considerations for Highly-Integrated or Complex Aircraft Systems. SAE ARP 4754, Warrendale, PA, 1996.
 - Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne Systems. SAE ARP 4761, Warrendale, PA, 1996.

Anhang A

Der Anhang A.1 enthält eine Zusammenstellung linearisierter und nichtlinearer Gleichungen der Flugzeugbewegung auf der Grundlage der Kap.2 bis 7. Im Anhang A.2 sind Daten von fünf Beipielflugzeugen zusammengestellt, für welche die Beiwerte und Derivative sowie die Parameter linearer Zustandsgleichungen für Längs- und Seitenbewegung für je drei Flugfälle aufgeführt sind. Damit kann der Leser die im Buch angeführten Beispiele nachvollziehen und durch eigene Rechnungen ergänzen. Anhang A.3 enthält physikalische Größen und Konstanten und Anhang A.4 eine Liste der im Buch verwendeten Abkürzungen.

Die Daten der Beipielflugzeuge sowie Rechenprogramme auf der Grundlage von Matlab® einschließlich Dokumentation werden vom Fachgebiet Flugmechanik, Flugregelung und Aeroelastizität der TU Berlin unter folgender Internet-Adresse zur Verfügung gestellt:

<http://www.fmra.tu-berlin.de/fmra/menue/service/buch-flugregelung/>

A.1 Mathematisches Modell der Flugzeugbewegung

A.1.1 Lineare Zustandsgleichungen

In diesem Abschnitt sind die linearen Zustandsgleichungen von Flugzeuglängs- und -seitenbewegung aus Kap.7 mit ihren Gleichungsparametern zusammengestellt. Die Definition der Parameter unterscheidet sich von der in anderen Veröffentlichungen wie in /McRuer As 73/. Der einzige wesentliche Unterschied betrifft die Y- und die Z-Gleichung. Zur Vereinfachung der Schreibweise sind die Größen in der üblichen Definition hier gestrichen geschrieben (also Y' und Z'), sie tauchen in den Gleichungen aber nur als $Y = Y'/V_0$ bzw. $Z = Z'/V_0$ auf.

Zustandsgleichung der Längsbewegung

$$\begin{bmatrix} \dot{\delta u}_{Wk} \\ \delta \dot{\alpha}_W \\ \delta \dot{q}_K \\ \delta \dot{\alpha}_K \\ \delta \dot{V}_K \\ \delta \dot{y} \\ \delta \dot{H} \\ \delta \dot{R} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -M_u & -M_\alpha & M_q & M_\alpha & M_u & 0 & 0 & 0 \\ -Z_u & -Z_\alpha & 1 & Z_\alpha + Z_\Theta & Z_u & Z_\Theta & 0 & 0 \\ -X_u & -X_\alpha & 0 & X_\alpha + X_\Theta & X_u & X_\Theta & 0 & 0 \\ Z_u & Z_\alpha & 0 & -Z_\alpha - Z_\Theta & -Z_u & -Z_\Theta & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & V_0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta u_{Wk} \\ \delta \alpha_W \\ \delta q_K \\ \delta \alpha_K \\ \delta V_K \\ \delta y \\ \delta H \\ \delta R \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & V_0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & M_{Wx} \\ M_f & M_\kappa & M_\eta & M_\kappa & M_\eta & 0 & M_{Wx} & 0 \\ Z_f & Z_\kappa & Z_\eta & Z_\kappa & Z_\eta & 0 & 0 & \delta f \\ X_f & X_\kappa & X_\eta & X_\kappa & X_\eta & 0 & 0 & \delta \kappa \\ -Z_f & -Z_\kappa & -Z_\eta & -Z_\kappa & -Z_\eta & 0 & 0 & \delta \eta \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \delta u_{Wx} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \delta w_{Wx} \end{bmatrix} \quad (7.3.37)$$

Ausgangsgleichung

$$\begin{bmatrix} \delta V_A \\ \delta \alpha \\ \delta q_A \\ \delta \Theta \\ \delta b_x \\ \delta b_z \\ \delta \varepsilon \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ -X_u & -X_\alpha & 0 & X_\alpha & X_u & 0 & 0 & 0 \\ -Z'_u & -Z'_\alpha & 0 & Z'_\alpha & Z'_u & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/R_0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta u_{Wk} \\ \delta \alpha_W \\ \delta q_K \\ \delta \alpha_K \\ \delta V_K \\ \delta y \\ \delta H \\ \delta R \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \delta f \\ X_f & X_\kappa & X_\eta & X_\kappa & X_\eta & 0 & 0 & \delta \kappa \\ Z'_f & Z'_\kappa & Z'_\eta & Z'_\kappa & Z'_\eta & 0 & 0 & \delta \eta \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \delta u_{Wx} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \delta w_{Wx} \end{bmatrix} \quad (7.3.38)$$

Zustandsgleichung der Seitenbewegung

$$\begin{bmatrix} \dot{\delta\beta_W} \\ \dot{\delta r_K} \\ \dot{\delta p_K} \\ \dot{\delta\phi} \\ \dot{\delta\chi} \\ \dot{\delta D} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -N_\beta & N_r & N_\beta & N_p & 0 & 0 \\ -Y_\beta & -1 & Y_\beta & 0 & (g/V_0) & 0 \\ -L_\beta & L_r & L_\beta & L_p & 0 & 0 \\ 0 & \varpi_0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ -Y_\beta & 0 & Y_\beta & 0 & (g/V_0) & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\beta_W \\ \delta r_K \\ \delta p_K \\ \delta\phi \\ \delta\chi \\ \delta D \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ N_\xi & N_\zeta & -N_r & -N_p & 0 & 0 \\ 0 & Y_\zeta & 0 & 0 & L_\xi & -L_r \\ L_\xi & L_\zeta & -L_r & -L_p & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & Y_\zeta & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\xi \\ \delta\zeta \\ \delta v_{Wx} \\ \delta w_{Wy} \end{bmatrix} \quad (7.3.45)$$

Ausgangsgleichung

$$\begin{bmatrix} \delta\beta \\ \delta p_A \\ \delta r_A \\ \delta\Psi \\ \delta b_y \\ \delta\rho \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 \\ -Y'_\beta & 0 & Y'_\beta & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/R_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\beta_W \\ \delta r_K \\ \delta p_K \\ \delta\phi \\ \delta\chi \\ \delta D \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & Y'_\zeta & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\xi \\ \delta\zeta \\ \delta v_{Wx} \\ \delta w_{Wy} \end{bmatrix} \quad (7.3.46)$$

Ersatzgrößen der Längsbewegung

X_u	$= -\bar{q} \frac{S}{m}$	$\left[\left(\frac{2}{V_0} C_{W0} + \frac{1}{a} C_{WM} \right) - \alpha_0 \left(\frac{2}{V_0} C_{A0} + \frac{1}{a} C_{AM} \right) \right] + \frac{1}{a m} \frac{\partial F}{\partial M}$
X_α	$= -\bar{q} \frac{S}{m}$	$[C_{W\alpha} - C_{A0} - \alpha_0 C_{A\alpha}]$
$X_{\dot{\alpha}}$	$= -\bar{q} \frac{S}{m}$	$\frac{\bar{c}}{V_0} [C_{W\dot{\alpha}} - \alpha_0 C_{A\dot{\alpha}}]$
X_q	$= -\bar{q} \frac{S}{m}$	$\frac{\bar{c}}{V_0} [C_{Wq} - \alpha_0 C_{Aq}]$
X_Θ	$= -g$	
X_η	$= -\bar{q} \frac{S}{m}$	$[C_{W\eta} - \alpha_0 C_{A\eta}]$
X_f	$= \frac{F_{max}}{m}$	
X_κ	$= -\bar{q} \frac{S}{m}$	$[C_{W\kappa} - \alpha_0 C_{A\kappa}]$
Z_u	$= -\bar{q} \frac{S}{mV_0}$	$\left[\left(\frac{2}{V_0} C_{A0} + \frac{1}{a} C_{AM} \right) + \alpha_0 \left(\frac{2}{V_0} C_{W0} + \frac{1}{a} C_{WM} \right) \right] - \frac{i_F}{a m} \frac{\partial F}{\partial M}$
Z_α	$= -\bar{q} \frac{S}{mV_0}$	$[C_{A\alpha} + C_{W0} + \alpha_0 C_{W\alpha}]$
$Z_{\dot{\alpha}}$	$= -\bar{q} \frac{S}{mV_0}$	$\frac{\bar{c}}{V_0} [C_{A\dot{\alpha}} + \alpha_0 C_{W\dot{\alpha}}]$
Z_q	$= -\bar{q} \frac{S}{mV_0}$	$\frac{\bar{c}}{V_0} [C_{Aq} + \alpha_0 C_{Wq}]$
Z_Θ	$= -\frac{g}{V_0} \Theta_0$	
Z_η	$= -\bar{q} \frac{S}{mV_0}$	$[C_{A\eta} + \alpha_0 C_{W\eta}]$
Z_f	$= -\frac{i_F}{V_0} \frac{F_{max}}{m}$	
Z_κ	$= -\bar{q} \frac{S}{mV_0}$	$[C_{A\kappa} + \alpha_0 C_{W\kappa}]$
Z'_i	$= Z_i V_0$	
M_u	$= \bar{q} \frac{S \bar{c}}{I_y}$	$\left[\frac{2}{V_0} C_{m0} + \frac{1}{a} C_{mM} \right] + \frac{z_F}{a I_y} \frac{\partial F}{\partial M}$
M_α	$= \bar{q} \frac{S \bar{c}}{I_y}$	$C_{m\alpha}$
$M_{\dot{\alpha}}$	$= \bar{q} \frac{S \bar{c}}{I_y}$	$\frac{\bar{c}}{V_0} C_{m\dot{\alpha}}$
M'_q	$= \bar{q} \frac{S \bar{c}}{I_y}$	$\frac{\bar{c}}{V_0} C_{mq}$
M_η	$= \bar{q} \frac{S \bar{c}}{I_y}$	$C_{m\eta}$
M_f	$= \frac{z_F}{I_y} F_{max}$	
M_κ	$= \bar{q} \frac{S \bar{c}}{I_y}$	$C_{m\kappa}$
M_q	$= M'_q + M_{\dot{\alpha}}$	
M_{Wx}	$= M'_q - M_{\dot{\alpha}}$	

Ersatzgrößen der Seitenbewegung

Y_β	$= \bar{q} \frac{S}{mV_0}$	$C_{Q\beta}$
$Y_{\dot{\beta}}$	$= \bar{q} \frac{S}{mV_0}$	$\frac{b/2}{V_0}$
Y_p	$= \bar{q} \frac{S}{mV_0}$	$\frac{b/2}{V_0}$
Y_r	$= \bar{q} \frac{S}{mV_0}$	$\frac{b/2}{V_0}$
Y_ξ	$= \bar{q} \frac{S}{mV_0}$	$C_{Q\xi}$
Y_ζ	$= \bar{q} \frac{S}{mV_0}$	$C_{Q\zeta}$
Y'_i	$= Y_i V_0$	
L_β	$= \bar{q} \frac{S b/2}{\Delta}$	$[I_z C_{l\beta} + I_{zx} C_{n\beta}]$
$L_{\dot{\beta}}$	$= \bar{q} \frac{S b/2}{\Delta}$	$\frac{b/2}{V_0} [I_z C_{l\dot{\beta}} + I_{zx} C_{n\dot{\beta}}]$
L_p	$= \bar{q} \frac{S b/2}{\Delta}$	$\frac{b/2}{V_0} [I_z C_{lp} + I_{zx} C_{np}]$
L_r	$= \bar{q} \frac{S b/2}{\Delta}$	$\frac{b/2}{V_0} [I_z C_{lr} + I_{zx} C_{nr}]$
L_ξ	$= \bar{q} \frac{S b/2}{\Delta}$	$[I_z C_{l\xi} + I_{zx} C_{n\xi}]$
L_ζ	$= \bar{q} \frac{S b/2}{\Delta}$	$[I_z C_{l\zeta} + I_{zx} C_{n\zeta}]$
N_β	$= \bar{q} \frac{S b/2}{\Delta}$	$[I_x C_{n\beta} + I_{zx} C_{l\beta}]$
$N_{\dot{\beta}}$	$= \bar{q} \frac{S b/2}{\Delta}$	$\frac{b/2}{V_0} [I_x C_{n\dot{\beta}} + I_{zx} C_{l\dot{\beta}}]$
N_p	$= \bar{q} \frac{S b/2}{\Delta}$	$\frac{b/2}{V_0} [I_x C_{np} + I_{zx} C_{lp}]$
N_r	$= \bar{q} \frac{S b/2}{\Delta}$	$\frac{b/2}{V_0} [I_x C_{nr} + I_{zx} C_{lr}]$
N_ξ	$= \bar{q} \frac{S b/2}{\Delta}$	$[I_x C_{n\xi} + I_{zx} C_{l\xi}]$
N_ζ	$= \bar{q} \frac{S b/2}{\Delta}$	$[I_x C_{n\zeta} + I_{zx} C_{l\zeta}]$
\bar{q}	$= \frac{\rho}{2} V_0^2$	
Δ	$= I_x I_z - I_{zx}^2$	

Es gelten die in [Kap.7](#) eingeführten Vereinfachungen und Einschränkungen. Die Beiwerte und Derivate entsprechen der Definition nach [/DIN 9300/](#). Sie sind für den betreffenden Betriebspunkt einzusetzen (Zahlenbeispiele stehen in Anhang [A.2](#)). Die Größen am Betriebspunkt (Trimmpunkt) sind mit dem Index 0 versehen, z. B. V_0 oder α_0 . Die Gleichungsvariablen sind dimensionsbehaftet (z. B. V_K in $m s^{-1}$). Für die Gleichungsparameter gelten entsprechende Dimensionen, z. B.

$$[X_u] = \frac{m s^{-2}}{m s^{-1}} = s^{-1} .$$

A.1.2 Nichtlineares Gleichungssystem in sechs Freiheitsgraden

Aus den in [Kap.2](#) bis [5](#) hergeleiteten Vektorgleichungen wird hier ein vollständiges Gleichungssystem der Flugzeugbewegung zusammengestellt, das Grundlage ist für eine numerische Simulation in sechs Freiheitsgraden. Die angeführten Transformationsmatrizen finden sich in [A.1.2](#). Die Eingangsgrößen setzen sich zusammen aus den örtlichen Windgradienten (dem Scherungstensor) als Störgrößen und den Ruder- und Klappenausschlägen sowie dem Triebwerksschub als Stellgrößen. Für eine Simulation der Flugzeugbewegung sind die Zeitverläufe der Eingangsgrößen vorzugeben. Zur Beschreibung der Flugbahn wird alternativ eine Dgl. für die Position relativ zum Startpunkt und eine Dgl. für die Ablage von einer Sollflugbahn angegeben. Die Gleichungen sind zu ergänzen durch ein ausführliches aerodynamisches Modell ([Gl.5.1.3](#) und [5.1.4](#)) und ein detailliertes Triebwerksmodell ([Gl.2.5.4](#) und [2.5.5](#)).

Rotatorische Freiheitsgrade

Drehvektor des Windfeldes:

$$\text{rot } \vec{V}_W(\vec{s}) = \vec{\nabla} \times \vec{V}_W(\vec{s}) = \begin{bmatrix} w_{WY}(\vec{s}) - v_{WZ}(\vec{s}) \\ u_{WZ}(\vec{s}) - w_{WX}(\vec{s}) \\ v_{WX}(\vec{s}) - u_{WY}(\vec{s}) \end{bmatrix} = 2 \begin{bmatrix} p_W(\vec{s}) \\ q_W(\vec{s}) \\ r_W(\vec{s}) \end{bmatrix} \quad (4.2.16)$$

Drehgeschwindigkeitsbeziehung:

$$\begin{bmatrix} p_A \\ q_A \\ r_A \end{bmatrix}_f = \begin{bmatrix} p_K \\ q_K \\ r_K \end{bmatrix}_f - M_{fg} \begin{bmatrix} p_W \\ q_W \\ r_W \end{bmatrix}_g \quad (2.2.36)$$

Vektor der aerodynamischen Momente:

$$\vec{Q}_f^A = \begin{bmatrix} L^A \\ M^A \\ N^A \end{bmatrix}_f = \frac{\rho}{2} V_A^2 S \begin{bmatrix} b/2C_1(M, \beta, \dot{\beta}, p_A, r_A, \xi, \zeta, \dots) \\ \bar{c}C_m(M, \alpha, \dot{\alpha}, q_A, i_H, \eta, \kappa, \dots) \\ b/2C_n(M, \beta, \dot{\beta}, p_A, r_A, \xi, \zeta, \dots) \end{bmatrix}_f \quad (5.1.4)$$

Vektor des Schubmoments:

$$\vec{Q}_f^F = \begin{bmatrix} L^F \\ M^F \\ N^F \end{bmatrix} = \vec{r}_F \times \vec{F}_f = \begin{bmatrix} 0 \\ y_F \\ z_F \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \cos i_F \\ 0 \\ -\sin i_F \end{bmatrix} F_{\text{res}} = \begin{bmatrix} -y_F \sin i_F \\ z_F \cos i_F \\ -y_F \cos i_F \end{bmatrix} F_{\text{res}} \quad (2.5.5)$$

Differentialgleichung für die Drehgeschwindigkeit:

$$\left(\frac{d\vec{\Omega}_K}{dt} \right)_f = \begin{bmatrix} \dot{p}_K \\ \dot{q}_K \\ \dot{r}_K \end{bmatrix}_f = T_f^{-1} \left\{ \begin{bmatrix} L^A + L^F \\ M^A + M^F \\ N^A + N^F \end{bmatrix}_f - \begin{bmatrix} q_K r_K (I_z - I_y) - p_K q_K I_{xz} \\ r_K p_K (I_x - I_z) + (p_K^2 - r_K^2) I_{xz} \\ p_K q_K (I_y - I_x) + q_K r_K I_{xz} \end{bmatrix}_f \right\}. \quad (5.2.24)$$

Differentialgleichung für die Lagewinkel:

$$\frac{d\Phi}{dt} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = M_{\phi f} \vec{\Omega}_{Kf} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi / \cos \theta & \cos \phi / \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_K \\ q_K \\ r_K \end{bmatrix}_f \quad (2.3.16)$$

Translatorische Freiheitsgrade

Windvektor am Flugzeugschwerpunkt:

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} u_W \\ v_W \\ w_W \end{bmatrix}_g = \begin{bmatrix} u_{Wx} & u_{Wy} & u_{Wz} \\ v_{Wx} & v_{Wy} & v_{Wz} \\ w_{Wx} & w_{Wy} & w_{Wz} \end{bmatrix}_g \begin{bmatrix} \cos \gamma & \cos \chi \\ \cos \gamma & \sin \chi \\ -\sin \gamma \end{bmatrix} V_K \quad (4.2.2)$$

Geschwindigkeitsbeziehung:

$$\begin{bmatrix} u_A \\ v_A \\ w_A \end{bmatrix}_f = \begin{bmatrix} u_K \\ v_K \\ w_K \end{bmatrix}_f - M_{fg} \begin{bmatrix} u_W \\ v_W \\ w_W \end{bmatrix}_g \quad (2.2.26)$$

mit

$$V_A = \sqrt{u_{Af}^2 + v_{Af}^2 + w_{Af}^2} \quad (2.2.16)$$

$$\alpha = \arctan \left(\frac{w_{Af}}{u_{Af}} \right) \quad (2.2.17)$$

$$\beta = \arcsin \left(\frac{v_{Af}}{V_A} \right) \quad (2.2.18)$$

Vektor der aerodynamischen Kraft:

$$\vec{R}_f^A = \begin{bmatrix} X^A \\ Y^A \\ Z^A \end{bmatrix}_f = \underline{M}_{fe} \begin{bmatrix} -W \\ Q \\ -A \end{bmatrix}_e = \underline{M}_{fe} \frac{\rho}{2} V_A^2 S \begin{bmatrix} -C_W(M, \alpha, \dot{\alpha}, q_A, i_H, \eta, \kappa, \dots) \\ C_Q(M, \beta, \dot{\beta}, p_A, r_A, \xi, \zeta, \dots) \\ -C_A(M, \alpha, \dot{\alpha}, q_A, i_H, \eta, \kappa, \dots) \end{bmatrix}_e \quad (5.1.3)$$

Schubvektor:

$$\vec{F} = \begin{bmatrix} X^F \\ Y^F \\ Z^F \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos i_F \\ 0 \\ -\sin i_F \end{bmatrix} F_{res}(\rho, M, \alpha, \delta_F, \dots) \quad (2.5.4)$$

Vektor der spezifischen (äußereren) Kraft:

$$\begin{bmatrix} b_x \\ b_y \\ b_z \end{bmatrix}_f = \frac{1}{m} \underline{M}_{fe} \begin{bmatrix} X^A \\ Y^A \\ Z^A \end{bmatrix} - \frac{1}{m} \begin{bmatrix} X^F \\ Y^F \\ Z^F \end{bmatrix}_f = \begin{bmatrix} \dot{u}_K \\ \dot{v}_K \\ \dot{w}_K \end{bmatrix}_g^g - \begin{bmatrix} -\sin \Theta \\ \sin \Phi \cos \Theta \\ \cos \Phi \cos \Theta \end{bmatrix}_f g \quad (5.2.14)$$

Differentialgleichung für die Translationsgeschwindigkeit:

$$\left(\frac{d\vec{V}_K}{dt} \right)_f = \begin{bmatrix} \dot{u}_K \\ \dot{v}_K \\ \dot{w}_K \end{bmatrix}_f^f \quad (5.2.3)$$

$$= \frac{1}{m} \underline{M}_{fe} \begin{bmatrix} X^A \\ Y^A \\ Z^A \end{bmatrix}_e + \frac{1}{m} \begin{bmatrix} X^F \\ Y^F \\ Z^F \end{bmatrix}_f + \begin{bmatrix} -\sin \Theta \\ \sin \Phi \cos \Theta \\ \cos \Phi \cos \Theta \end{bmatrix}_g g - \begin{bmatrix} q_K w_K - r_K v_K \\ r_K u_K - p_K w_K \\ p_K v_K - q_K u_K \end{bmatrix}_f$$

mit

$$V_K = \sqrt{u_{Kg}^2 + v_{Kg}^2 + w_{Kg}^2} \quad (5.2.5)$$

$$\chi = \arctan \left(\frac{v_{Kg}}{u_{Kg}} \right) \quad (5.2.6)$$

$$\gamma = -\arcsin \left(\frac{w_{Kg}}{V_K} \right) \quad (5.2.7)$$

Differentialgleichung für die Ablage von einer Sollflugbahn:

$$\frac{d}{dt} \Delta \vec{r}_g = \begin{bmatrix} \Delta \dot{R}_x \\ \Delta \dot{R}_y \\ \Delta \dot{R}_z \end{bmatrix}_g = \begin{bmatrix} \cos \gamma_c \cos \chi_c \\ \cos \gamma_c \sin \chi_c \\ -\sin \gamma_c \end{bmatrix} V_{Kc} - \begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \chi \\ \cos \gamma \sin \chi \\ -\sin \gamma \end{bmatrix} V_K . \quad (2.4.17)$$

mit der Ausgangsgleichung für die Meßgrößen:

$$\Delta \vec{r}_g = \begin{bmatrix} \Delta R_x \\ \Delta R_y \\ \Delta R_z \end{bmatrix}_g = \begin{bmatrix} R - R_c \\ \rho R - \rho_c R_c \\ -\varepsilon R + \varepsilon_c R_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta R_{xg} \\ \Delta \rho R + \rho_c \Delta R_{xg} \\ -\Delta \varepsilon R - \varepsilon_c \Delta R_{xg} \end{bmatrix} . \quad (2.4.15)$$

A.1.3 Transformationsmatrizen

Die Transformationsmatrizen zwischen den verschiedenen Koordinatensystemen wurden in Kap.2 zum besseren Verständnis in ihre Einzelmatrizen aufgelöst oder nur für Sonderfälle angegeben. Sie sind hier in ausmultiplizierter Form zusammengestellt, wobei sie ihre Gleichungsnummer aus Kap.2 behalten. Sie sind Teil des in A.1.2 angegebenen nichtlinearen Gleichungssystems. Es handelt sich um orthogonale Matrizen, d.h. ihre Inverse ist gleich ihrer Transponierten.

Transformation

erdfest → flugzeugfest (Drehfolge: ψ, θ, ϕ)

$$\underline{M}_{fg} = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & \sin \psi \cos \theta & -\sin \phi \\ \cos \psi \sin \theta \sin \phi - \sin \psi \cos \phi & \sin \psi \sin \theta \sin \phi + \cos \psi \cos \phi & \cos \theta \sin \phi \\ \cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi & \sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (2.2.1)$$

Transformation

erdfest → bahnfest (Drehfolge: χ, γ)

$$\underline{M}_{kg} = \begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \chi & \cos \gamma \sin \chi & -\sin \gamma \\ -\sin \chi & \cos \chi & 0 \\ \sin \gamma \cos \chi & \sin \gamma \sin \chi & \cos \gamma \end{bmatrix} \quad (2.2.3)$$

Transformation

bahnfest → flugzeugfest (Drehfolge: $-\beta_K, \alpha_K, \mu_K$)

$$\underline{M}_{fk} = \begin{bmatrix} \cos \beta_K \cos \alpha_K & -\sin \beta_K \cos \alpha_K & -\sin \alpha_K \\ \cos \beta_K \sin \alpha_K \sin \mu_K + \sin \beta_K \cos \mu_K & -\sin \beta_K \sin \alpha_K \sin \mu_K + \cos \beta_K \cos \mu_K & \cos \alpha_K \sin \mu_K \\ \cos \beta_K \sin \alpha_K \cos \mu_K - \sin \beta_K \sin \mu_K & -\sin \beta_K \sin \alpha_K \cos \mu_K - \cos \beta_K \sin \mu_K & \cos \alpha_K \cos \mu_K \end{bmatrix} \quad (2.2.7)$$

Transformation aerodynamisch → flugzeugfest (Drehfolge: $-\beta, \alpha$)

$$\underline{M}_{fa} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & -\cos \alpha \sin \beta & -\sin \alpha \\ \sin \beta & \cos \beta & 0 \\ \sin \alpha \cos \beta & -\sin \alpha \sin \beta & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (2.2.14)$$

Transformation erdlotfest → windfest (Drehfolge: χ_W, γ_W)

$$\underline{M}_{wg} = \begin{bmatrix} \cos \gamma_W \cos \chi_W & \cos \gamma_W \sin \chi_W & -\sin \gamma_W \\ -\sin \chi_W & \cos \chi_W & 0 \\ \sin \gamma_W \cos \chi_W & \sin \gamma_W \sin \chi_W & \cos \gamma_W \end{bmatrix} \quad (A.1.1)$$

Transformation erdlotfest → aerodynamisch (Drehfolge: χ_A, γ_A, μ_A)

$$\underline{M}_{ag} = \begin{bmatrix} \cos \chi_A \cos \gamma_A & \sin \chi_A \cos \gamma_A & -\sin \gamma_A \\ \cos \chi_A \sin \gamma_A \sin \mu_A - \sin \chi_A \cos \mu_A & \sin \chi_A \sin \gamma_A \sin \mu_A + \cos \chi_A \cos \mu_A & \cos \gamma_A \sin \mu_A \\ \cos \chi_A \sin \gamma_A \cos \mu_A + \sin \chi_A \sin \mu_A & \sin \chi_A \sin \gamma_A \cos \mu_A - \cos \chi_A \sin \mu_A & \cos \gamma_A \cos \mu_A \end{bmatrix} \quad (2.2.19)$$

Transformation aerodynamisch → bahnfest (Drehfolge: $\beta_W, -\alpha_W, -\mu_W$)

$$\underline{M}_{ka} = \begin{bmatrix} \cos \beta_W \cos \alpha_W & \sin \beta_W \cos \alpha_W & +\sin \alpha_W \\ \cos \beta_W \sin \alpha_W \sin \mu_W - \sin \beta_W \cos \mu_W & \sin \beta_W \sin \alpha_W \sin \mu_W + \cos \beta_W \cos \mu_W & -\cos \alpha_W \sin \mu_W \\ -\cos \beta_W \sin \alpha_W \cos \mu_W - \sin \beta_W \sin \mu_W & -\sin \beta_W \sin \alpha_W \cos \mu_W + \cos \beta_W \sin \mu_W & \cos \alpha_W \cos \mu_W \end{bmatrix} \quad (2.2.21)$$

Transformation erdlotfest → peilvektorfest (Drehfolge: ρ, ε)

$$\underline{M}_{rg} = \begin{bmatrix} \cos \varepsilon \cos \rho & \cos \varepsilon \sin \rho & -\sin \varepsilon \\ -\sin \rho & \cos \rho & 0 \\ \sin \varepsilon \cos \rho & \sin \varepsilon \sin \rho & \cos \varepsilon \end{bmatrix} \quad (2.4.5)$$

A.2 Flugmechanische Daten

Dieser Anhang enthält flugmechanische Daten (Flugzustandsgrößen, aerodynamische Derivative) für jeweils drei Flugfälle von fünf Beispielflugzeugen. In Tabellen A.2.1 und A.2.2 sind die Beiwerte und Derivative angegeben. Die Beispiel-daten wurden aus zugänglichen Unterlagen entnommen oder berechnet. Sie beziehen sich z. T. auf Daten von Prototypen und sind nicht unbedingt identisch mit den Kenngrößen aktueller Flugzeuge. Die Beschaffung flugmechanischer Daten ist stets problematisch. Große Sorgfalt ist bei der Aufbereitung der Daten erforderlich, da Definitionen von Bezugsgrößen und Vorzeichenvereinbarungen, sehr von der ISO-Norm und von den hier vereinbarten Definitionen abweichen können.

Mit Hilfe eines entsprechenden Programms lassen sich aus diesen Daten leicht die Ersatzgrößen sowie die Matrizen \underline{A} und \underline{B} der Zustandsdifferentialgleichungen berechnen. Mit diesen können lineare Simulationen durchgeführt werden und man kann das Verhalten der Flugzeuge sowie die Wirkung von Reglern untersuchen. Dafür werden auf der Internetseite zum Buch Matlab®-Programme zur Verfügung gestellt.

Allgemeine Daten

Beispiel A Airbus A300

$$\begin{aligned} S &= 260 \text{ m}^2 & \bar{c} &= 6,60 \text{ m} & b/2 &= 22,40 \text{ m} & m &= 130\,000 \text{ kg} \\ I_x &= 6,011 \times 10^6 & I_y &= 10,53 \times 10^6 & I_z &= 15,73 \times 10^6 & I_{xz} &= 0,330 \times 10^6 \text{ kg m}^2 \\ F_{\max} &= 452\,000 \text{ N} & z_F &= 2,65 \text{ m} & i_F &= 2,17^\circ \end{aligned}$$

A1: Landeanflug A2: Warteflug A3: Reiseflug

Beispiel B Boeing 707

$$\begin{aligned} S &= 268 \text{ m}^2 & \bar{c} &= 6,39 \text{ m} & b/2 &= 21,7 \text{ m} & m &= 100\,000 \text{ kg} \\ I_x &= 5,03 \times 10^6 & I_y &= 6,87 \times 10^6 & I_z &= 12,26 \times 10^6 & I_{xz} &= 0 \text{ kg m}^2 \\ F_{\max} &= 320\,800 \text{ N} & z_F &= -1,5 \text{ m} & i_F &= 0^\circ \end{aligned}$$

B1: Landeanflug B2: Warteflug B3: Reiseflug

Beispiel C Concorde

$$\begin{aligned} S &= 358,6 \text{ m}^2 & \bar{c} &= 27,50 \text{ m} & b/2 &= 12,80 \text{ m} & m &= 150\,000 \text{ kg} \\ I_x &= 2,166 \times 10^6 & I_y &= 18,150 \times 10^6 & I_z &= 19,840 \times 10^6 & I_{xz} &= 0 \text{ kg m}^2 \\ F_{\max} &= 676\,000 \text{ N} & z_F &= 0,70 \text{ m} & i_F &= 0^\circ \end{aligned}$$

C1: Landeanflug C2: Unterschall-Reiseflug C3: Überschall-Reiseflug

Beispiel D Dornier Do 328

$$\begin{aligned} S &= 40,00 \text{ m}^2 & \bar{c} &= 2,04 \text{ m} & b/2 &= 10,4 \text{ m} & m &= 10\,500 \text{ kg} \\ I_x &= 103\,000 & I_y &= 158\,000 & I_z &= 240\,000 & I_{xz} &= 12\,500 \text{ kg m}^2 \\ F_{\max} &= 27\,350 \text{ N} & z_F &= -0,55 \text{ m} & i_F &= -1,5^\circ \end{aligned}$$

D1: Landeanflug D2: Steigflug D3: Reiseflug

Beispiel F Lockheed F104G

$$\begin{array}{llll} S = 18,2 \text{ m}^2 & \bar{c} = 2,91 \text{ m} & b/2 = 6,7 \text{ m} & m = 7\,394 \text{ kg} \\ I_x = 4\,990 & I_y = 79\,470 & I_z = 80\,720 & I_{xz} = 3\,640 \text{ kg m}^2 \\ F_{\max} = 70\,600 \text{ N} & z_F = 0 \text{ m} & i_F = 0^\circ & \end{array}$$

F1: Landeanflug F2: Schnellflug in Bodennähe F3: Reiseflug

Definition der Flugzustände

	V_A [m/s]	M [-]	H [m]	ρ [kg/m ³]	γ_0 [°]	α_0 [°]	η_K [°]	F [N]
A1	77	0,228	600	1,1560	-3,0	7,84	0	79\,033
A2	131,5	0,400	3\,000	0,9091	0,0	4,00	—	75\,677
A3	264	0,881	10\,000	0,4127	0,0	0,00	—	85\,972
B1	80	0,235	100	1,2250	-3,0	4,00	50	75\,340
B2	130	0,390	1\,500	1,0581	0,0	1,20	—	44\,440
B3	240	0,801	10\,000	0,4127	0,0	-1,50	—	73\,280
C1	84,8	0,251	600	1,1560	-3,0	17,96	—	250\,130
C2	268	0,882	9\,000	0,4663	0,0	5,95	—	136\,080
C3	570	2,07	15\,500	0,1795	0,0	4,63	—	205\,000
D1	53	0,156	300	1,1896	-3,0	1,82	35	
D2	103	0,303	300	1,1896	3,0	2,04	—	
D3	144	0,428	900	1,1210	0,0	0,16	—	
F1	87,5	0,257	100	1,2250	-3,0	2,30	—	22\,650
F2	374	1,100	100	1,2250	0,0	1,00	—	73\,580
F3	590	2,000	13\,700	0,2460	0,0	3,00	—	31\,590

Bei den Flugzuständen B1, D1 und F1 ist das Fahrwerk ausgefahren.

Tabelle A.2.1 Derivative der Längsbewegung

	A1	A2	A3	B1	B2	B3	C1	C2	C3	D1	D2	D3	F1	F2	F3
C_{A0}	1,417	0,621	0,341	0,937	0,376	0,239	0,934	0,243	0,127	1,536	0,408	0,221	0,735	0,045	0,093
$C_{A\alpha}$	5,66	4,72	6,22	3,72	3,83	4,60	3,38	3,07	1,95	6,76	5,98	6,00	3,44	5,0	2,5
$C_{A\dot{\alpha}}$	1,00	1,10	1,55	—	—	0	0	0	0	1,53	0,929	0,907	—	—	—
C_{Aq}	3,20	3,50	3,80	—	—	0,669	1,143	1,226	4,39	4,39	4,39	—	—	—	—
C_{AM}	—	—	—	-0,133	-0,117	0,064	0	0,200	-0,100	—	—	—	0	-0,04	-0,08
$C_{A\eta}$	0,433	0,395	0,194	0,228	0,215	0,189	0,804	0,944	0,152	0,349	0,349	0,349	0,668	0,6	0,4
C_{W0}	0,163	0,0369	0,023	0,172	0,021	0,018	0,211	0,0225	0,0179	0,069	0,049	0,027	0,263	0,047	0,044
$C_{W\alpha}$	0,814	0,302	0,219	0,359	0,103	0,103	2,03	0,476	0,202	0,478	0,072	-0,002	0,45	0,08	0,16
C_{WM}	—	—	—	0	0	0,020	-0,002	-0,007	0,002	—	—	—	0	0,03	0
$C_{W\eta}$	0,0623	0,0253	0,0068	-0,011	-0,011	-0,011	0,482	0,146	0,0158	0	0	0	0	0	0
C_{m0}	-0,0356	-0,0149	-0,0092	-0,095	0,049	0,070	-0,0043	0,0006	-0,0005	0,092	0,104	0,127	0	0	0
$C_{m\alpha}$	-1,203	-0,747	-1,081	-0,680	-0,622	-0,824	-0,0437	-0,0697	-0,1067	-1,696	-1,549	-1,678	-0,64	-1,8	-0,8
$C_{m\dot{\alpha}}$	-5,21	-5,25	-8,65	-3,01	-2,95	-3,63	0	0	0	-8,64	-5,26	-5,141	-0,8	-1,7	-1,4
C_{mq}	-13,61	-13,53	-17,72	-8,50	-8,15	-8,97	-0,252	-0,374	-0,184	-26,0	-26,0	-26,0	-2,9	-4,3	-2,3
C_{mM}	—	—	—	0,020	0,016	-0,092	0	0	0	—	—	0	0,04	-0,01	—
$C_{m\eta}$	-1,688	-1,541	-0,771	-0,772	-0,727	-0,638	-0,230	-0,341	-0,071	-1,93	-1,93	-1,46	-1,05	-0,8	—

$$\begin{aligned} C_{W\dot{\alpha}} &= 0 \\ C_{Wq} &= 0 \\ C_{A\kappa} &= 0 \end{aligned}$$

$$C_{W\kappa} = 0 \quad C_{m\kappa} = 0$$

Tabelle A.2.2 Derivative der Seitenbewegung

	A1	A2	A3	B1	B2	B3	C1	C2	C3	D1	D2	D3	F1	F2	F3
$C_{Q\beta}$	-1,090	-1,034	-1,149	-0,569	-0,631	-0,755	-0,375	-0,379	-0,424	-1,233	-1,215	-1,195	-1,17	-1,3	-1,0
$C_{Q\rho}$	2,349	0,624	-0,294	-0,227	-0,213	-0,254	0,050	0,063	0,038	0,150	0,153	0,109	0	0	0
$C_{Q\tau}$	2,23	2,23	2,33	0,415	0,415	0,514	0,360	0,360	0,319	0,578	0,563	0,576	0	0	0
$C_{Q\xi}$	0	0	0	0	0	0	0,144	0,144	0,029	0	0	0	0	0	0
$C_{Q\zeta}$	0,253	0,230	0,176	0,244	0,244	0,244	0,140	0,184	0,045	0,412	0,380	0,389	0,208	0,11	0,05
$C_{J\beta}$	-1,432	-1,250	-1,598	-0,420	-0,259	-0,231	0,340	-0,023	-0,098	-0,247	-0,275	-0,285	-0,350	-0,36	-0,12
$C_{J\rho}$	-9,08	-8,42	-9,82	-0,930	-0,843	-1,01	-0,098	-0,082	-0,067	-1,061	-1,083	-1,118	-0,570	-0,72	-0,56
$C_{J\tau}$	9,39	4,12	3,40	2,83	1,03	0,729	0,0391	0,0129	0,0115	0,349	0,361	0,295	0,530	0,8	0,23
$C_{J\xi}$	-0,263	-0,233	-0,125	-0,100	-0,105	-0,110	-0,122	-0,142	-0,0346	-0,300	-0,300	-0,299	-0,078	-0,074	-0,037
$C_{l\xi}$	0,0945	0,140	0,131	0,032	0,032	0,032	0,0202	0,0271	0,0071	0,0854	0,0836	0,099	0,09	0,056	0,016
$C_{n\beta}$	1,063	1,108	1,616	0,222	0,177	0,222	0,0960	0,0989	0,0789	0,535	0,338	0,366	1,0	0,84	0,32
C_{np}	-6,36	-2,88	-2,26	-0,429	-0,201	-0,188	-0,0150	-0,0154	-0,0132	-0,199	-0,204	-0,140	-0,23	-0,05	-0,14
C_{nr}	-7,71	-6,36	-6,78	-0,329	-0,329	-0,401	-0,140	-0,150	-0,143	-0,628	-0,615	-0,619	-1,5	-2,4	-1,2
$C_{n\xi}$	-0,051	-0,049	-0,057	0	0	0	-0,0537	-0,0757	-0,0207	-0,0127	-0,0007	-0,0065	-0,008	-0,042	-0,004
$C_{n\zeta}$	-0,954	-0,883	-0,683	-0,206	-0,206	-0,206	-0,0965	-0,1184	-0,0318	-0,405	-0,384	-0,392	-0,32	-0,18	-0,08

A.3 Größen und Konstanten

Umrechnung von Maßen

a) Längen

1 inch	= 0,0254 m
1 Fuß (ft) = 12 inch	= 0,3048 m
1 yard = 3 ft	= 0,9144 m
1 nautische Meile (NM)	= 1,8520 km

b) Geschwindigkeiten

1 Knoten (kn) = 1 NM pro Stunde

	m s^{-1}	km h^{-1}	ft s^{-1}	ft min^{-1}	kn
m s^{-1}	1	3,6000	3,2808	196,85	1,9438
km h^{-1}	0,2778	1	0,9113	54,68	0,5310
ft s^{-1}	0,3048	1,0973	1	60,00	0,5925
ft min^{-1}	$5,08 \times 10^{-3}$	0,0183	0,0167	1	$9,87 \times 10^{-3}$
kn	0,5144	1,8520	1,6878	101,27	1

c) Kraft

1 engl. Pfund (lb) = 4,44830 N

d) Temperatur

0°C = $273,15^\circ\text{ Kelvin}$

$x^\circ\text{C}$ = $\left(\frac{9}{5}x + 32\right)^\circ\text{ Fahrenheit}$

Definition von Geschwindigkeiten

V_s

Abreißgeschwindigkeit (*stall speed*) für $n_z = 1$

a) beim Start

V_1

max. Geschwindigkeit der Entscheidung zum Startabbruch

V_R

Geschwindigkeit, bei der Rotation eingeleitet wird, um
in 35 ft Höhe V_2 zu erreichen

V_2

sichere Startgeschwindigkeit, wird i. allg. im ersten
Steigsegment beibehalten

V_3

Mindestgeschwindigkeit zum Einfahren der Landeklappen

b) im Reiseflug

V_{mo}

maximale Fluggeschwindigkeit (*maximum operating speed*)

c) bei der Landung

$V_{ref} = 1,3 V_s$

Referenzgeschwindigkeit für den Endanflug

V_{appr}

Anfluggeschwindigkeit $V_{ref} + 5$ kn plus Korrektur für Wind

Standardatmosphäre

Höhe H [km]	Temp. T [°C]	Druck [N m ⁻²]	Dichte ρ [kg m ⁻³]	a [m s ⁻¹]	\bar{p}/\bar{p}_0	ρ/ρ_0	T/T_0
0	15,000	101 325,00	1,22500	340,429	1,000000	1,00000	1,00000
0,5	11,750	95 460,83	1,16727	338,504	0,942125	0,95287	0,98872
1,0	8,500	89 874,55	1,11164	336,576	0,886992	0,90746	0,97744
1,5	5,250	84 555,98	1,05807	334,620	0,834502	0,86373	0,96616
2,0	2,000	79 495,18	1,00649	332,661	0,784555	0,82162	0,95489
2,5	-1,250	74 682,49	0,956858	330,691	0,737058	0,78111	0,94361
3,0	-4,500	70 108,50	0,909121	328,709	0,691916	0,74214	0,93233
3,5	-7,750	65 764,03	0,863228	326,714	0,649039	0,70467	0,92105
4,0	-11,000	61 640,18	0,819129	324,708	0,608340	0,66867	0,90977
4,5	-14,250	57 728,27	0,776774	322,689	0,569732	0,63410	0,89849
5,0	-17,500	54 019,85	0,736115	320,657	0,533133	0,60091	0,88722
5,5	-20,750	50 506,74	0,697105	318,612	0,498461	0,56906	0,87594
6,0	-24,000	47 180,96	0,659696	316,555	0,465639	0,53852	0,86466
6,5	-27,250	44 034,78	0,623843	314,483	0,434588	0,50926	0,85338
7,0	-30,500	41 060,68	0,589500	312,398	0,405236	0,48122	0,84210
7,5	-33,750	38 251,36	0,556623	310,299	0,377511	0,45438	0,83082
8,0	-37,000	35 599,75	0,525167	308,186	0,351341	0,42810	0,81955
8,5	-40,250	33 098,98	0,495089	306,058	0,326661	0,40415	0,80827
9,0	-43,500	30 742,39	0,466347	303,915	0,303403	0,38069	0,79699
9,5	-46,750	28 523,55	0,438990	301,757	0,281505	0,35828	0,78571
10,0	-50,000	26 436,20	0,412706	299,583	0,260905	0,33690	0,77443
11,0	-56,500	22 632,04	0,363918	295,188	0,223360	0,29707	0,75187
12,0	-56,500	19 330,38	0,310828	295,188	0,190776	0,25373	0,75187
13,0	-56,500	16 510,38	0,265483	295,188	0,162944	0,21672	0,75187
14,0	-56,500	14 101,78	0,226753	295,188	0,139173	0,18510	0,75187
15,0	-56,500	12 044,55	0,193673	295,188	0,118870	0,15810	0,75187
16,0	-56,500	10 287,44	0,165420	295,188	0,101529	0,13503	0,75187
17,0	-56,500	8 786,67	0,141287	295,188	0,0867175	0,11534	0,75187
18,0	-56,500	7 504,83	0,120676	295,188	0,0740668	0,098510	0,75187
19,0	-56,500	6 409,99	0,103071	295,188	0,0632617	0,084139	0,75187
20,0	-56,500	5 474,88	0,088035	295,188	0,0540328	0,071864	0,75187

a – Schallgeschwindigkeit.

$g = 9,8067 \text{ m s}^{-2}$ Schwerebeschleunigung an der Erdoberfläche.

A.4 Tabelle der Abkürzungen

a/c	aircraft	CAT	clear air turbulence
ACS	active control system	CATEGORY	
ACT	active control technology	CAT I-III	category I-III (Landeminima)
ADC	air data computer		
ADF	automatic direction finding	CCA	common cause analysis
ADI	attitude director/indicator	CCV	control configured vehicle
ADIRS	air data and inertial reference system	CDI	course deviation indicator
AFCS	automatic flight control system	CG	centre of gravity
AGARD	Advisory Group for Aerospace Research and Development	CMD	command
AHRS	attitude heading reference system	CS	certification specification
AKF	Autokovarianzfunktion	CSAS	control and stability augmentation system
AMC	aerodynamic mean cord	CTA	control area
AP	autopilot	CTOL	conventional take off and landing
ARINC	Aeronautical Radio Incorporated	CWS	control wheel steering
ARP	aerospace recommended practice	DAL	development assurance level
AS	Anstellwinkelschwingung	DDC, DC	(direct) drag control
AT, ATR	auto throttle	DDV	direct drive valve
ATC	auto throttle control air traffic control	DECCA	Navigationsverfahren
ATM	air traffic management	DFS	Deutsche Flugsicherung GmbH
ATS	auto thrust system, air traffic services	DGL	Differentialgleichung
AWIATOR	Aircraft Wing with Advanced Technology Operation	DH	decision height
AWO	all weather operations	DIN	Deutsche Institut für Normung
BFS	Bundesanstalt für Flugsicherung	DLC	direct lift control
BIBO	Bounded Input Bounded Output	DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
BITE	built in test equipment	DME	distance measuring equipment
CAP	control anticipation parameter	DOC	direct operating cost
CAS	calibrated airspeed	DSFC	direct side force control
		EADS	European Aeronautic Defence and Space Company
		EAS	equivalent airspeed
		EASA	European Aviation Safety Agency
		ECAM	electronic centralized aircraft monitoring

ECU	engine control unit		Satellitennavigationssystem
EEC	electronic engine control	GARTEUR	Group for Aeronautical Research and Technology in Europe
EFCS	electronic flight control system		
EFIS	electronic flight instrument system	GLONAS	global navigation system
		GPS	global positioning system
EGNOS	European Geostationary Overlay Service	GPWS	ground proximity warning system
EHA	electro-hydrostatic actuator	GS	glide slope
ELAC	elevator-aileron computer	H/W	hardware
EMA	electromechanical actuator	HSI	horizontal situation indicator
EPR	engine pressure ratio		
ESAU	Étude de la Sécurité des Aéronefs en Utilisation	HSD	horizontal situation display
ESDU	Engineering Science Data Unit	HUD	head up display
ESV	Eigenstruktur-Vorgabe	IAF	initial approach fix
EVS	enhanced vision system	IAS	indicated airspeed
FAA	Federal Aviation Agency	ICAO	International Civil Aviation Organization
FAC	flight augmentation computer	IFR	instrument flight rules
FADEC	full authority digital engine control	ILS	instrument landing system
		IMC	instrument meteorological conditions
		IMU	inertial measurement unit
FAR	Federal Airworthiness Regulations	INA	internationale Normatmosphäre
FBW	fly by wire	INS	inertial navigation system
FCC	flight control computer	IRS	inertial reference system
FCL	flight control laws	IRU	inertial reference unit
FCS	flight control system	ISO	International Organization for Standardization
FCU	fuel control unit flight control unit	JAR	Joint Airworthiness Regulations
FD	flight director		
FGC	flight guidance computer	KS	Koordinatensystem
FHA	Functional Hazard Assessment	LAF	load alleviation funktion
		LARS	load alleviation and ride smoothing system
FHS	flying helicopter simulator	LB	Längsbewegung
FL	flight level	LBA	Luftfahrt-Bundesamt
FMGC	flight management and guidance computer	LES	Large Eddy Simulation
FMS	flight management system	LOC	localizer
FOG	fibre optic gyroscope	LORAN	long range navigation aid
FOK	Frequenzgangortskurve	LQR	linear quadratic regulator
G/A	go around	LVDT	linear variable differential transducer
GALILEO	Europäisches	MATLAB/	Programm zur

Simulink	Lösung mathematischer und regelungstechnischer Probleme und zur Simulation	QNE	Standardeinstellung von Höhenmessern (nach Normwert 1013,25 hPa)
MCDU	multipurpose control and display unit	QNH	Höhenmessereinstellung nach sea-level pressure
MFR	Modellfolgeregelung	R	aperiosische Rollbewegung
MIL-STD	military standard	REAL	Robust and Efficient
MIMO	multi-input-multi-output		Autopilot Control Laws
MLS	microwave landing system	RLG	Design
MM	middle marker	RMI	ring laser gyroscope
MMO	maximum operating Mach number	RNAV	radio magnetic indicator
MRCA	multi-role combat aircraft	RTCA	random navigation (area navigation)
MSL	mean sea level		Radio Technical Comission for Aeronautics
MTBF	mean time between failures	RTL	rudder travel limitation
ND	navigational display	RTO	Research and Technology Organization
NDB	non-directional beacon		NATO
NM	nautical mile	RVDT	rotary variable differential transducer
NN	normal Null (sea level)		runway visual range
OLGA	open loop gust alleviation	RVR	software
OM	outer marker	S/W	Society of Automotive Engineers
OMEGA	Längstwellen-Ortungsverfahren	SAE	stability augmentation system
ONERA	Organ. nat. d'Études et de Recherche en Aeronautique	SAS	Seitenbewegung
PDT _n	proportional-differenzierendes Element mit Verzögerung n-ter Ordnung	SEC	spoiler and elevator computer
PFD	primary flight display	SFD	Signalflußdiagramm
PH	Phygoide (phugoid)	SGS	surface guidance system
PID	Proportional-integrierend-differenzierendes	SID	standard instrument
	dynamisches Verhalten		departure route
PIO	pilot induced oszillations	SP	Spiralbewegung
PSSA	Preliminary System Safety Assessment	SPD	speed
		SRS	speed reference system
PTL	Propeller-Turbinen-Luftstrahl (Triebwerk)	SSA	System Safety Assessment
QFE	Höhenmessereinstellung nach field elevation atmospheric pressure	SST	supersonic transport aircraft
		STAR	standard terminal arrival route
		STOL	short take-off and landing
		SVD	singular value
		SVS	decomposition
		T/D	syntetic vision system
			top of descent, touch down

T/O	take-off	VHF	very high frequency
TACAN	tactical air navigation aid	VMC	visual meteorological conditions
TAS	true airspeed		
TAT	true air temperature	VMO	maximum operating speed
TCAS	traffic collision avoidance system	VOR	very high frequency omnidirectional radio beacon
TCC	thrust control computer		
TECS	total energy control system	VQR	verallgemeinerte quadratische Regelfläche
TL	Turbo-Luftstrahl (Triebwerk)	VTOL	vertical take off and landing
TMA	terminal manoevring area		
TN	true north	WAA	Wide Area Augmentation System
TRN	terrain referenced navigation	WGS84	World Geodetic System
TS	Taumelschwingung	WOK	Wurzelortskurve
ÜF	Übertragungsfunktion	ZTL	Zweikreis-Turbo Luftstrahl (Triebwerk)
UHF	ultra-high frequency		
UKW	Ultra-Kurzwelle	ZVR	Zustandsvektorrückführung
ÜM	Übertragungsmatrix		
VFR	visual flight rules		

Literaturverzeichnis zum Anhang

- McRuer, D.T., Ashkenas, I., Graham, D.: Aircraft dynamics and automatic control. Princeton University Press, Princeton 1973.
- Heffley, R.K. et al.: Aircraft handling qualities data. NASA CR 2144, 1972.
- Coefficients aérodynamiques de l’Airbus. ENSAE, Toulouse.
 - Dossier aérodynamique Concorde. ENSAE, Toulouse.

Zeichenerklärung

Bezeichnung von flugtechnischen und regelungstechnischen Größen

flugtechnische Größen		regelungstechnische Größen
Auftriebskraft,	A	Dynamikmatrix (Zustandsmatrix)
Startposition		
Zielposition	B	Stell-Eingangsmatrix Bias (Nullpunktfehler)
flugmechanische Derivative, Sollposition	C	Ausgangsmatrix
Distanzabweichung (seitlicher Abstand von einer Leitebene)	D	Durchgangsmatrix, Dämpfungsrad
Energie	E	Stör-Eingangsmatrix
Triebwerksschub (result. Schubkraft)	F	Führungs-Übertragungsmatrix
Gewicht	G	Übertragungsmatrix (Strecke), Beobachter-Rückführmatrix
Höhe	H	Vorsteuermatrix
Trägheitsmoment	I	Einheitsmatrix
	J	Reglermatrix (I-Anteil), Gütfunktion
Rollmoment	K	Rückführmatrix
Nickmoment, Machzahl	L	
Giermoment, Triebwerksdrehzahl	$\mathcal{L}\{-\}$	Laplacetransformierte von
	M	Matrix der Modell-Aufschaltung
Leistung, Aufpunkt am Flugzeug, Wegpunkt (Position)	N	charakteristische Matrix, Matrix der Störgrößen- aufschaltung
	P	Rosenbrock-Matrix

Querkraft,	Q	ÜM des Vorwärtszweiges,
resultierendes Moment		Wichtungsmatrix
resultierende aerodynamische Kraft, Schrägentfernung,	R	Matrix des dynam. Regelfaktors,
Peilvektor		Wichtungsmatrix
Flügelfläche, Schwerpunkt,	S	
Flugstrecke		
Trägheitstensor,	T	Zeitkonstante,
Temperatur		Transformationsmatrix
Luftgeschwindigkeit	U	
Geschwindigkeit	V	Modalmatrix (Matrix der Eigenwerte)
Widerstandskraft	W	
Kraft in x -Richtung	X	
Kraft in y -Richtung	Y	
Kraft in z -Richtung	Z	
Schallgeschwindigkeit,	a	Nennerkoeffizient der ÜF
Beschleunigung		
Spannweite, spezifische Kraft (Beschleunigungsmessersignal)	b	Zählerkoeffizient der ÜF
mittlere Flügeltiefe	c	
Gravitationskonstante	e	Regelfehler
Einstellwinkel	g	Element der Matrix \underline{G}
	h	Vorsteuerungsparameter
	i	
Masse	j	integrierender Reglerparameter
Massenstrom	k	Reglerverstärkung, Rückführparameter
Lastvielfaches	m	Zählergrad einer ÜF
	\dot{m}	
	n	Grad einer charakter. Gleichung, Nennergrad einer ÜF
	$n(s)$	Meßrauschen
Rollgeschwindigkeit	p	Nenner einer ÜF
absoluter Druck	\bar{p}	
Nickgeschwindigkeit	q	
Staudruck	\bar{q}	
Giergeschwindigkeit	r	dynamischer Regelfaktor
Positionsvektor	s	Laplace-Variable
Zeit	t	Zeit
Geschwindigkeitskoordinaten	u	Stell- (Eingangs-)größe
	v	Reglerzustand (I-Regler)
	w	Führungsgröße
	x	Zustandsgröße

Weg(Positions-)koordinaten	y	Ausgangsgröße
	z	Störgröße
Schubradius	z_F	
Zirkulation	Γ	
direkte Steuerkraft (translatorisch), Abweichung (vom Stationärwert)	Δ	Determinante
Längsneigung	Θ	
Flügelstreckung (Seitenverhältnis)	Λ	Matrix der Eigenwerte
Hängewinkel (Querneigung)	Φ	Transitionsmatrix
Azimut (Gierwinkel, Steuerkurs)	Ψ	
Drehgeschwindigkeit	Ω	
Anstellwinkel	α	
Schiebewinkel	β	
Flugbahneigungswinkel	γ	
Steuerausschlag,	δ	lineare Größe
linearisierte Abweichung		
Abwindwinkel,	ϵ	Dämpfungswinkel
Elevationspeilung		
Seitenruderausschlag	ζ	
Höhenruderausschlag	η	
Klappenausschlag	κ	
geografische Länge,	λ	Eigenwert
Wellenlänge		
Öffnungswinkel	μ	
des Mach'schen Kegels		
Flügel-V-Stellung	ν	
Querruderausschlag	ξ	
Luftdichte,	ρ	
Horizontalpeilung,		
Scheinlotwinkel		
Seitenwindwinkel, Kurs über Grund	σ	Dämpfungsexponent, Standardabweichung
Flügel-Pfeilwinkel, geografische Breite	φ	Phasenwinkel, charakteristisches Polynom
Bahnazimut	χ	
	ω	Kreisfrequenz

Indizes

aerodynamische Größen	A
Schub(Triebwerks-)größen	F
Höhenleitwerk	H
kinematische Größen	K
Flügel	L
Seitenleitwerk	V
Windgrößen	W

aerodynamische Koordinaten	a	
	c	Führungsgröße, Sollwert
	d	Regeldifferenz
experimentelle Koordinaten	e	
flugzeugfeste Koordinaten	f	
erdlotfeste Koordinaten	g	
bahnfeste Koordinaten	k	
Peilvektor-Koordinaten	i, j, k, l, m, n	Laufindizes
Koordinatenachsen	r	
Wert am Arbeitspunkt (Trimmpunkt)	x, y, z	
	0	

Schreibweise von Variablen, Übertragungsfunktionen und -matrizen

- Variable

Zeitvariable: $x(t), y(t), \dots$

Laplacevariable: $x(s), y(s), \dots$

- Vektoren (vgl. [Kap.2.1](#))

Variablenvektor: $\underline{x}(t)$

Physikalischer Vektor: \vec{V}_K

- Übertragungsfunktion (vgl. [Kap.8.3.1](#))

$$y(s) = \frac{b_0 + b_1 s + \dots + b_m s^m}{a_0 + a_1 s + \dots + a_n s^n} u(s) = \frac{b(s)}{a(s)} u(s) = \hat{g}_{yu}(s) u(s) .$$

- Übertragungsmatrix (vgl. [Kap.8.1.3](#))

$$\underline{y}(s) = \widehat{\underline{G}}(s) \underline{u}(s) = \frac{1}{n_G(s)} \underline{G}(s) \underline{u}(s) .$$

Zusätzliche Begriffe und Definitionen

Unter der Internet-Adresse:

<http://www.fmra.tu-berlin.de/fmra/menue/service/buch-flugregelung/>

findet man eine Liste „Begriffe und Definitionen“, in der die im Buch verwendeten Fachbegriffe mit ihrer englischen Übersetzung, ihren Formelzeichen und ggf. mit ihren Abkürzungen aufgeführt sind.

Sachverzeichnis

- Abdrift; 699
Abfangbogen; 714
Ablöseregler; 563
Abtastintervall; 293
Abtasttheorem; 294
Abweichung vom Referenzwert; 95
Abweichung vom Sollwert; 94
Abwind; 21; 125; 248
Abwindeinfluß; 657
Abwindverzögerung; 133
Abwindwinkel; 112
Achsenkreuz; 54
Ackeretsche Regel; 103
active control; 410; 417; 651; 818
actuator; 417
adverse yaw; 346
aerodynamic centre; 115
aerodynamische Koordinaten; 60; 232
aerodynamische Kräfte; 22; 97; 207
aerodynamische Momente; 208
aerodynamische Verlustleistung; 237
aerodynamischer Arbeitspunkt; 236
Aeroelastik; 140
Agilität; 449; 677
aileron; 68; 136
aileron reversal; 136
air data computer; 360
air traffic control; 6; 774
air traffic management; 490
air traffic services routes; 479
air-path azimuth; 63
air-path bank angle; 63
air-path inclination angle; 63
airbrake; 104; 412
airspeed hold; 5
Aktive Regelung; 651
all electric aircraft; 34
Allpaß; 344; 520; 521; 535; 536; 663; 670; 695
Allpaßverhalten; 128; 343
altitude; 76; 370
altitude acquire; 4; 43; 688
altitude acquisition mode; 867
altitude hold; 3; 687
altitude hold mode; 866
analytische Redundanz; 368
Anfangsreaktion; 318; 329; 343; 344; 346; 348; 349; 351; 355
Anflugbahn; 84
angle of attack; 61
angle of climb; 58
Anpassung der Flugregler; 632
Anpassung der Parameter; 797
Anstellwinkel; 61; 120; 372; 698
Anstellwinkeländerung; 125
Anstellwinkelschwingung; 286; 308; 310; 320; 461
Anströmgeschwindigkeit; 98
Anzeigen; 359
Arbeitsbelastung; 653
Arbeitspunkt; 253
area navigation; 481
arrival manager; 482
arrival route; 484
artificial feel; 33
aspect ratio; 87; 130
Atmosphäre; 167
ATTAS; 809; 810
attitude director indicator; 781
attitude heading reference system; 380
Aufgabendefinition; 771
Auftrieb; 9; 97
Auftriebsanstieg; 101; 114
Auftriebsbeiwert; 100
Auftriebskraft; 60
Ausbrechen; 830
Ausfallrate; 367
Ausgangsgleichung; 275
Ausgangsrückführung; 512
Ausgangsvektorrückführung; 576
Auslegungsverfahren; 32; 503
Auslegungsziele; 442; 491
Autokovarianzfunktion; 193
automatic direction finding; 386; 391
automatic flight control system; 47
automatische Landung; 710; 752
Autopilot; 41; 47; 450; 681
Autopilotenbetrieb; 426; 430
auto throttle; 5; 433; 681; 690; 770; 782
auto thrust system; 870
Autotrimmfunktion; 839
Azimut; 57; 382
azimuth; 57
back-up system; 436
backside operation; 239; 242
Bahnabschnitt; 771

- Bahnstellwinkel; 59
 Bahnzimut; 29; 58; 212
 Bahnzimutabweichung; 704
 Bahnbewegung; 337
 Bahnelemente; 771
 Bahnführungsgenauigkeit; 447; 496; 728
 Bahngenaugkeit; 478
 Bahngeschwindigkeit; 19; 55
 Bahngeschwindigkeitsvektor; 58
 Bahnhängewinkel; 59
 Bahnmanöver; 665; 666; 759
 Bahnneigungswinkel; 58; 778
 Bahnschiebewinkel; 59
 Bahnstabilisierung; 681
 Bahnwinkel; 58
 Bandbreite; 366
bank angle; 57
 barometrische Höhe; 368
 Basisflugzeug; 808
 Basisregler; 47; 619
bearing; 78; 83
 Beaufort; 174
 Bedienelemente; 69; 409
beep trim; 428
 Begrenzung; 596; 749
 Begrenzungen; 419
 Beiwert; 12; 125; 142; 208
 Beobachter; 523
 Bernoulli-Gleichung; 371
 beschleunigter Flug; 237
 Beschleunigung; 213; 232
 Beschleunigungsmesser; 90; 92; 375; 376
 Beschleunigungsmessersignal; 259
 Betriebsart; 5
 Betriebsgrenzen; 152; 156; 743; 754
 Betriebsgrenzenregelung; 838; 865
 Bewegungsanteile; 292
 Bewertungskriterien; 503
 Bezugssachsensystem; 55
bias; 403
 BIBO-Stabilität; 301
 Blasdüsen; 410; 416
 Bodeneffekt; 139; 715
 Bodengrenzschicht; 173
 Bodenwind; 171
body-flap; 415
 Böen; 169
 Böenlastminderung; 495; 636; 654; 658
 Böenstörungen; 39
 bordautonome Bahngenerierung; 773
 Bremsklappen; 412
 Brennkammer; 145
 Brennstoffmassenstrom; 149
buffeting; 105; 678
 Bypass-Verhältnis; 147
C-Größe*; 464
C-Vorgabe*; 857
C-Vorgaberegelung*; 794; 798; 820
 Caley-Hamilton, Theorem von; 541
calibrated airspeed; 372
canards; 414; 831
carefree handling; 448; 819; 862
carefree manoeuvering; 652; 678
centre of gravity; 86
 charakteristische Matrix; 314
 charakteristische Wellenlänge; 199
 charakteristische Zeitkonstante; 179
 charakteristisches Polynom; 298; 508; 528
class; 455
command value; 94
common cause analysis; 887
cone of confusion; 705
control and stability augmentation system; 819
control anticipation parameter; 463; 826
control area; 479
control configured vehicle; 417
control stick steering; 778
control wheel steering; 44; 427; 432; 689; 778
 Cooper-Harper; 456
course; 81
course deviation indicator; 393
crab angle; 700
 Cramersche Regel; 314
cross track error; 82; 85; 394
damper; 429
 Dämpfer; 38; 45
 Dämpferbetrieb; 426
 Dämpfung; 513
 Dämpfungserhöhung; 3; 621; 661
 Dämpfungsexponent; 28
 Dämpfungsgrad; 303
 Dämpfungswinkel; 303
data link; 7; 49; 490
 Datenbus; 359
dead reckoning; 385
decelerated approach; 488
decrab; 486; 716
decrab phase; 877
delayed flap approach; 488
departure; 830
 Derivativ; 122; 142; 189; 271
desired track; 393
destination; 78
development assurance level; 886
Deviation; 383
Differential-GPS; 395
 Differentialanlenkung; 426
 Differentialhebel; 422; 428
 Differentiation; 71
digital DATCOM; 123
dihedral angle; 87; 130
direct drive valve; 425
direct lift control; 71; 120; 410; 664
direct side force control; 71; 120; 414; 664
directional motion; 647
 direkte Auftriebssteuerung; 71; 120; 664
 direkte Kraftsteuerung; 670
 direkte Seitenkraft; 626; 646
 direkte Seitenkraftsteuerung; 71; 120; 664
 direkte Widerstandssteuerung; 664; 669
 direkte x-Kraft-Steuerung; 71
 dissimilare Redundanz; 368; 887
distance measuring equipment; 390
 Distanz über Grund; 83
 Distanzabweichung; 82
 Divergenz; 73
 Doppelwertzeit; 829
down wash angle; 112
downburst; 171
 DPI - Algorithmus; 842

- drag control*; 71; 664
Drehgeschwindigkeit; 215;
259; 377
Drehgeschwindigkeitsvektor;
74
Drehimpuls; 377
Drehimpulssatz; 215
drehungsfreie Strömung; 190
Drift; 384
drift angle; 394; 699
Drosselgrad; 160
Druckhöhe; 370
Druckpunkt; 101; 109
Druckpunktwanderung; 103
Druckwiderstand; 105
Dryden-Spektrum; 196
Duo-Duplex-System; 436
Dutch roll; 308; 312
dyadisches Produkt; 73
Dynamikmatrix; 507
dynamischer Regelfaktor;
516; 517; 621; 624; 636
Eigenform; 309
Eigenfrequenz; 28; 513; 622
Eigenschwingungsform; 140
Eigenstrukturvorgabe; 494
Eigenvektor; 291
Eigenverhalten; 448; 505; 619
Eigenwert; 290; 300
Einbaufehler; 90; 369
Einflugsektoren; 482
Ekman-Spirale; 172
elastischer Freiheitsgrad; 140;
416; 632; 657
*electrical backup hydraulic
actuator*; 424; 879
electro hydraulic servo valve;
425
electrohydrostatic actuator;
423
electromechanical actuator;
421
*Electronic Control and
Aircraft Monitoring*;
853
*electronic flight instrument
system*; 782
elektrische Primärsteuerung;
849
elektrischer Stellantrieb; 417
elektrischer Stellmotor; 418
elektrische Stellantriebe; 722
elektrohydrostatischer
Stellantrieb; 423
elektromechanischer
Stellantrieb; 421
Elektromotor; 418
elevation; 78
Elevationspeilung; 78; 214
elevator; 68; 411
*Elevator and Aileron
Computer*; 850
elevon; 128
Empfindlichkeitsachse; 90
Endanflug; 481
Energie-Leistungs-Regelung;
741
Energiebilanz; 739
Energiegleichgewicht; 119
Energiehaushalt; 232
Energiehöhe; 234
Energiehöhenfehler; 739
Energiewinkel; 234; 238; 786
energy management; 4; 229
engine pressure ratio; 156
*Engineering Science Data
Unit*; 123
enhanced vision system; 785
Entenflügel; 830
Entenleitwerk; 111
entry fix; 482
Entscheidungshöhe; 486
Entwicklungsprozeß; 881
envelope protection; 445; 447;
448; 451;
677; 790
equivalent airspeed; 371
Erddrehfehler; 378
Ersatzgrößen; 272
Ersatz-Meßgrößen; 723
Euler-Ansatz; 290
Euler-Term; 72; 212; 255
Euler-Verfahren; 295
Eulerwinkel; 55; 56; 74; 216;
269
experimentelle Achsen;
60; 61
experimentelle Koordinaten;
208
explizites Modell; 601
Fahrt; 55; 123; 368
Fahrt minimalen Wider-
standes; 240
Fahrtänderung; 127
Fahrtinstabilität; 239; 241
Fahrtpolare; 241
Fahrtregelung; 689
fail operative; 436
fail passive; 435
fail-passive-Verhalten; 434
Fallwind; 171
Faltungsintegral; 291
Fantriebwerk; 147
Faserkreisel; 380
Federcharakteristik; 857
Federkonstante; 28
feedback linearisation; 551
Fehlerbeseitigung; 368; 436
Fehlerdynamik; 606; 609
Fehlererkennung; 436
Fehlerlokalisierung; 368; 436
Feldstärkemessung; 386
fibre optic gyroscope; 380
Filtermodell; 403
Filterung; 365
final approach; 484
final descent; 6
Flächennavigation; 393
flap; 69; 103
flaperon; 831
flare; 714
flare out; 877
Fliegarbeitsgrenzen; 472
fliegende Simulatoren; 805
*Flight Augmentation
Computer*; 850
flight control computer; 49
flight director; 788; 789
flight envelope; 442; 458
flight guidance computer; 49
flight level; 76
*Flight Management and
Guidance Computer*;
850
flight phase; 455
Flight-Director-Anzeigen;
778
Flight-Management-System;
6; 47; 481; 767
flight-path azimuth; 58; 394
Flugabschnitt; 771
Fluganzeigen; 781
Flugaufgabe; 771
Flugbahn; 4; 29
flugbahnfeste Koordinaten;
58; 230
Flugbahnhörung; 37; 450

- Flugbahngeschwindigkeit; 212
 Flugbahnneigungswinkel; 212
 Flugbahnregelung; 49
 Flugbahnregler; 492
 Flugeigenschaften; 31; 34; 448
 Flugeigenschaftsforderungen; 442
 Flugeigenschaftskriterien; 37; 458
 Flugeigenschaftsregler; 491; 619
 Flügel-Rumpf-Kombination; 111
 Flügel-Zuspitzung; 87
 Flügelabwind; 112
 Flügelfläche; 87
 Flügelflattern; 140
 Flügelgeometrie; 87
 Flügelklappe; 286
 Flügelstreckung; 87
 Flügeltiefe; 87
 Flugfläche; 76; 476
 Flugführung; 36
 Flugführungssystem; 770
 Fluggeschwindigkeit; 18; 55; 98
 Fluggeschwindigkeitsvektor; 231
 Flughöhe; 123
 Flugkomfort; 441; 653
 Flugleistungen; 35
 Flugleistungsrechnung; 769
 Flugmanagement; 451
 Flugmanagement-Systeme; 490; 718; 767
 Flugmechanik; 35
 Flugphysik; 37
 Flugplan; 769
 Flugplanung; 451
 Flugregelungssystem; 37
 Flugsicherung; 7
 Flugsimulation; 891
 Flugwerterechner; 360
 Flugwindazimut; 63
 Flugwindhängewinkel; 63
 Flugwindneigungswinkel; 63; 232; 236
 Flugzeug-Neutralpunkt; 115
 flugzeugfeste Koordinaten; 56; 57
 Flugzeugkonfiguration; 413
 Flugzeugneutralpunkt; 672
 Flugzeugposition; 75; 214
 Flugzeugreaktion; 462
 Flugzeugrotation; 91
 Flugzeugsteuerung; 409
 Flugzeugsymmetrieebene; 65
 flugzielfeste Koordinaten; 55
 Flugzustandsregler; 49
flutter suppression; 416; 653
fluxvalve; 364; 383
Fly-by-Wire; 33; 44; 427; 432; 450
 Fly-by-Wire-Steuerung; 780
 Fly-by-Wire-Technologie; 849
 Fly-by-Wire-Vorgaberegelungssystem; 831
 Freiheitsgrad; 217; 286
 Frequenzgangortskurve; 517
 Führungs-Übertragungsmatrix; 572
 Führungsgenauigkeit; 505; 574; 649
 Führungsgrößenaufschaltung; 578
 Führungsgrößengenerator; 749; 750; 772
Full Authority Digital Engine Control; 851
 Fünflochsonde; 372
 Funknavigation; 78
 fuselage; 86
gain scheduling; 565; 635
 GALILEO; 396
 Gasturbine; 143
 Gegenwindscherung; 185
 geostrophischer Wind; 171
 Gerätprinzip; 364
 Gesamtauftrieb; 114
 Gesamtämpfung; 514
 Gesamtenergie; 14; 234; 497; 724
 Gesamtflugplan; 771
 Gesamtlastvielfaches; 214; 232; 238
 Geschwindigkeit; 54; 259
 Geschwindigkeitsbeziehung; 256
 Geschwindigkeitsgleichung; 65
 Geschwindigkeitsstabilität; 325
 Gier-Seitenkraft; 135
 Gierbewegung; 286; 312
 Gierdämpfer; 625; 642
 Gierdämpfung; 136
 Gieren; 54
 Giermoment; 62
 Gierwinkel; 57
 Gleitpfadsender; 399
 Gleitpfad; 487
 Gleitpfadregelung; 711
 Gleitpfadregler; 714
 Gleitwinkel; 233; 236
glide capture; 877
glide slope; 6; 399
global positioning system; 394
 globaler Wind; 170
 GLONASS; 395
go around mode; 878
 Go-Around-Schub; 160
 GPS; 386; 395
 GPS-Dopplerverfahren; 395
 Gradient; 73
 Grenzregelung; 754
 Grenzschichtstrahlstrom; 171
 Grenzverhalten; 247; 249
 Grenzwert; 316; 347
 Grobstruktursimulation; 167
ground distance; 83
ground proximity warning system; 785
ground speed; 83; 371
 Grund-Geschwindigkeit; 83
 Gültigkeitsbereich; 220
gust load alleviation; 653
 Gütefunktion; 538
 Gütefunktional; 491; 493; 497
 Gütekriterium; 37; 587
 $H\infty$ -Norm; 555
 Handbuchmethoden; 123
handling commonality; 790; 849
handling qualities; 31; 492
 Hängewinkel; 57; 793
 Haupteinflugzeichen; 399; 486
heading; 57; 84
heading acquire; 4; 703
heading hold; 4; 703
heading hold mode; 872
heading select; 874

- head up display*; 786
Hekleitwerk; 112
height; 76; 370
Hierarchieebene; 504
high speed protection; 864
high- α -protection; 862
Hinterkantenklappe; 69; 103
Hochauftriebshilfe; 104; 411
Hochdruckturbine; 147
Hochdruckverdichter; 147
Hochpaßfilter; 631; 643
Höhe; 369
Höhe über Grund; 370
Höhenänderung; 43
Höhenfehler; 389
Höhenleitwerks-
Einstellwinkel; 118
Höhenleitwerksauftrieb; 113
Höhenregelung; 683; 744
Höhenregler; 42
Höhenruder; 341; 411
Höhenruderausschlag; 68;
127
Höhenruderkommando; 793
Höhenrudertrimmung; 411
Höhenstaffelung; 370
holding fix; 391
holding pattern; 483
homing; 388
homogene Lösung; 290; 296
horizontal situation indicator;
781
horizontal tail; 86
horizontale Bahnführung; 15
horizontale Flugbahns-
teuerung; 119
Horizontalpeilung; 30; 78;
214; 392
Hundekurve; 388
Hurwitz-Determinante; 301;
594
Hydraulikmotor; 418
hydraulische Stellantriebe;
722
hydraulischer Stellantrieb;
422
I-Regler; 577; 581
Identifizierung; 565
ILS-Verfahren; 488
implizites Modell; 601
Impulsänderung; 149
In-flight-Simulation; 670;
808; 812
indicated airspeed; 372
indicated airspeed hold; 6
Indizes; 55; 86
Indizierung; 86
Induktionskompaß; 383
induzierter Anstellwinkel;
102; 106
induzierter Widerstand; 106
inertial navigation system;
396
Inertial Reference System;
375
Inertialsystem; 72
inhomogenes Windfeld; 175
initial approach; 484
initial approach fix; 391; 485
Inklination; 382
inkompressible Strömung;
100
instabile Auslegung; 825
instationäre aerodynamische
Effekte; 657
instationäre Effekte; 125; 192;
201
instrument flight rules; 481
instrument landing system;
85; 398; 484
Instrumenten-Landesystem; 6
Instrumentenflugregeln; 481
Integrationsalgorithmus; 295
Integrierte Luftverkehrs-
föhrung; 774
intercept; 485
inverses Modell; 750; 770;
807
inverses Problem; 771
iron bird; 889
Jacobi-Matrix; 73; 181; 267;
281
Kalman-Filter; 401; 525
Kaltfront; 173
Kardanfehler; 384
Kaskadenregelung; 3; 582;
584; 683; 771
Kerbfilter; 140
kinetische Energie; 235
Knoten; 76
Knüppelkraftgefühl; 449
Kolbentriebwerk; 16
Kommandosignal; 789
Kompaßkurs; 383
komplementäre Filterung;
384; 403; 658; 692
konfliktfreie Regelung; 753
Kontrollbezirk; 479
kontrollierter Luftraum; 479
Kontrollzone; 479
Konvektionsterm; 74
konvektive Grenzschicht; 178
Koordinaten; 22; 55
Koordinatensystem; 9; 54; 71;
207; 265; 361
Koordinatentransformation;
217
koordinierter Kurvenflug; 224
Koppeleinfluß; 143; 532
Koppelfaktor; 532
Koppelfunktion; 534
Koppelnavigation; 385; 700
Kopplungen; 694; 718; 803
Korhammer-Diagramm; 234;
235
Korrelationsrichtung; 195
Kostenfunktion; 495
Kraft; 54
Kraftbeiwert; 61
Kräftepolygon; 233
Kraftsteuerung; 662
Kreiseldrift; 379
Kreiselhorizont; 381
Kreuzzeiger; 782; 789
künstlicher Horizont; 785
künstliches Gefühl; 33
künstliches Knüppelkraftge-
fühl; 429
Kurs über Grund; 81; 84
Kursänderungsmanöver; 760;
762
Kursfehler; 378
Kurskreisel; 379
Kurskreiselanlage; 383
Kurvenflug; 631; 642
Kurvenkompensation; 645
Kurvenkoordinierung; 376;
641; 644; 646
Kurzstrecken-Navigation; 75
Kurzzeit-Stationärwert; 341
Küssner-Funktion; 200
Lageregler; 638
Lagestabilisierung; 3; 40
Lagewinkel; 216; 259
land mode; 876
Landeanflug; 85
Landeklappen; 69; 121; 411

- Landekurs; 485
 Landekursregelung; 874
 Landekursender; 399
 Landeminima; 487
 Längenmaße; 76
 Längsbewegung; 261; 263; 275
 Längsneigung; 57
 Längsneigungswinkel; 638
 large eddy simulation; 167
 Lärmminderung; 488
 Laserkreisel; 380
 Lastabminderungssystem; 654
 Lastfaktorempfindlichkeit; 462
 Lastvielfache; 463
 Lastvielfachenvorgabe; 857
 Lastvielfaches; 15; 54; 213; 226
lateral motion; 647
 Laufzeitfehler; 395
 Laufzeitmessung; 386
leading edge flaps, slat; 411
 Leistungsdichtespektrum; 180; 194
 Leitwerk; 111
 Leitwerks-Einstellwinkel; 114
 Leitwerksfläche; 113
level change mode; 868
levels of flying qualities; 456
lift curve slope; 114
lift dump; 104
lift dumper; 412
lifting surface method; 202
limited runaway; 434
line of position; 387
linear quadratic regulator; 538
 lineare Variationsgleichung; 267
 Linearisierung; 265; 268; 270; 273
load alleviation function; 851; 854; 865
localizer; 85; 399; 485
localizer mode; 874
 LORAN-C; 394
 Lose; 419
 Lotkreisel; 381
low level jet; 171
 Luenberger-Beobachter; 402; 523
 Luftbremsen; 104
 Luftfahrzeugführung; 34
 Luftstrahltriebwerk; 143
 Luftwerterechner; 373
 Luvwinkel; 700
 Luvwinkelkorrektur; 716; 861; 877
 Machscher Kegel; 103
 Mach-Trim; 108; 641
 Machzahl; 16; 102; 123; 152; 368; 372
magnetic heading; 382; 391
magnetic north; 78
magnetic track; 84
 Magnetkompaß; 383
manoeuvre demand; 778
manoeuvre load alleviation; 653
manoeuvre load control; 442
 Manöverklappen; 819; 825
 Manöverlaststeuerung; 416
 Manövriertfähigkeit; 447; 643; 653; 665; 676; 818
 Mantelstromtriebwerk; 147
 manuelle Steuerung; 427
 Matrix des dynamischen Regelfaktors; 527
 Matrix-Exponentialfunktion; 290
 Matrix-Riccati-Verfahren; 498
 Maximalauftrieb; 102
mean aerodynamic chord; 87
mean time between failures; 367; 435
 Mehrgrößenregelstrecke; 31
 Mehrgrößensystem; 525; 647
 Mehrpunktmodell; 202; 657
 Mehrwegeausbreitung; 364; 386
 mehrzielige Optimierung; 538; 598
 mehrzieliges Entwurfsverfahren; 494
merge gate; 482
 Meßbereich; 364
 Meßebene; 364
 Meßfehler; 33; 361; 363; 403
 Meßinformation; 33
 Meßkette; 359
 Meßprinzip; 363
 Meßrauschen; 510
 Meßverzögerung; 365
 Meßwertübertragung; 364
metering fix; 481
middle marker; 399; 486
 Mikrowellen-Landesystem; 399
 MIL-Spezifikation; 454
 Minimal-Varianz-Regler; 495
 Minimalphasensystem; 514; 521
minimum drag speed; 240
mission; 456
 mißweisender Steuerkurs; 382; 391
 Mißweisung; 84; 382
 modale Regelung; 541
 Modalmatrix; 292
 Modelldynamik; 609
 Modellfehler; 606; 608
 Modellflugzeug; 760; 807
 Modellfolge; 604
 Modellfolge-Bedingung; 602; 611
 Modellfolgeregelung; 744; 749; 808
 Modelltrajektorie; 749; 755
 Modellvergleich; 595
 Modellverhalten; 593; 600
 Modifizierung der Flugeigenschaften; 40
 Momentenbeiwert; 101
 Moog-Ventil; 424
 Multi-Modell Ansatz; 600
 Multi-Modell-Entwurf; 562
multi-objective parameter synthesis; 494
multi-role configuration; 818
 Mustererkennung; 368
Nabla-Operator; 73
 Nachbrenner; 148
 Näherungsansatz; 25; 319
 Nasenklappen; 103; 411
nautical mile; 76
 NAV-mode; 873
 Navigation; 75; 385; 771
Navigation Display; 784; 853
 Navigationssystem; 401
 negatives Wendemoment; 137
 Neigungsfehler; 383
 Neuronale Netze; 566
neutral point; 86; 115
 Neutralpunkt; 12; 109

- Nichols-Diagramm; 822
 nichtlineare Regelgesetze; 717
 nichtlineare Variationsgleichung; 267
 nichtlineare Vorsteuerung; 747; 831
 nichtlineares Modell; 744; 746
 Nickbewegung; 337
 Nickdämpfer; 622; 630
 Nickdämpfung; 28; 124; 125
 Nicken; 54
 Nickfehler; 378
 Nickgeschwindigkeit; 124
 Nicklageregler; 638
 Nickmoment; 62; 101; 108
 Nicksteuerung; 853
 Nicktrimmung; 854
 Nickwinkel; 57
 Niederdruckturbine; 146
 Niederdruckverdichter; 146
non directional beacon; 386; 391
 nordsuchende Kreisel; 379
 Normatmosphäre; 369
 normierte
 Drehgeschwindigkeit; 271
 normierte
 Giergeschwindigkeit; 129
 normierte Nickgeschwindigkeit; 122; 125
 normierte
 Rollgeschwindigkeit; 129
notch filter; 140
 Notsteuerung; 850
 Nullauftrieb; 109
 Nullmoment; 109; 118
 Nullpunktfehler; 374; 403
 Nullstellen; 299; 314; 333; 496; 504; 508; 531; 631; 796
 Nullwiderstand; 105
 numerische Linearisierung; 280
 numerische Optimierung; 724
 numerische Parameteroptimierung; 587
 numerische Simulation; 293
 Nyquist-Kriterium; 301
 n_z -Vorgabe; 857
 offene Integration; 286
operational flight envelope; 458
 Optimierung; 753
 Optimierungsmethoden; 32
 Ortung; 385
outer marker; 399; 486
 Parallelanlenkung; 429
 Parallelschaltung; 526
 Parameteranpassung; 561; 563
 Parameterbereich; 31
 Parametersuchverfahren; 498
 Parameterunsicherheiten; 524; 553
 Pareto-Lösungen; 599
 Partikulärlösung; 293; 296
 Passagierkomfort; 447; 451; 478; 496; 653; 728
 Passat; 170
path stretching; 766
 PDT₁-Filter; 622; 631; 634
 Pedal; 69
 Peilung; 385
 Peilvektor; 78; 81
 Peilvektor-Koordinaten; 55
 Peilwinkel; 30; 78
 Peilwinkelabweichung; 703
 Pénaud-Diagramm; 241
 Pfeilung; 130
 Pfeilwinkel; 87
 phugoid; 308
 Phygoidbewegung; 323
 Phygoiddämpfung; 623
 Phygoide; 308; 462
 Phygoide der Seitenbewegung; 472
 Phygodnäherung; 324
 Phygoidschwingung; 286; 310
pilot-in-the-loop oscillations; 452; 461
pilot-induced oscillation; 807
 Pilotenkomfort; 446
pitch; 54
pitch angle; 57
pitch damper; 630
pitch up; 819; 826
piton static tube; 371
point of departure; 79
 Pol-Nullstellen-Verteilung; 27
 Polare; 232
 Polschwerpunkt; 514
 Polüberschuss; 314; 318; 512; 514; 621
 Polverschiebbarkeit; 507
 Polvorgabe; 493; 540
 Position; 54; 76; 259
position error; 363; 369; 371
 Positionsbestimmung; 385
 Positionsgenauigkeit; 395
 positive Nullstelle; 535
post stall; 830
 Potentialwirbels; 100
 potentielle Energie; 237; 243
 potentieller Bahnwinkel; 234
power booster; 417; 429
power density spectrum; 179
 Prandtl-Glauert-Regel; 102
 Prandtl-Rohr; 372
preliminary design; 442
 primäres Stellglied; 410
primary flight display; 782; 853
procedure turn; 485
 Profilwiderstand; 105
 Propellertriebwerk; 152
protections; 861
proverse yaw; 333
 Pseudodifferentiation; 406
 Pseudointegration; 406
 Pseudoinverse; 582; 602
 Pumpen; 154
 QNH-Einstellung; 476
 quadratisch optimale
 Regelung; 538
 quadratische Integralkriterien; 594
 quasistationäre Betrachtung; 122
 Querkraft; 60
 Querruder; 411
 Querruderausschlag; 68; 136
 Querruderkommando; 792
quickening; 789
radar vectoring; 773
 Radarhöhenmesser; 390
 Radarverfahren; 386
radial; 393
radio magnetic indicator; 391
random navigation; 481
 Randwirbel; 102; 106
range; 83
rate of climb; 370
rate integrating gyro; 380

- rechtweisender Steuerkurs; 382
reduced vertical separation minimum; 481
 Redundanz; 33; 435
 reduzierte Schubdichte; 151
 reduzierte Stabilität; 672; 675
 Referenzflugzeug; 81; 761; 765; 774
 Referenzzustand; 257; 265; 268
 Regeldifferenz; 93; 592
 Regelfehler; 93
 Regelgrößen; 721
 Regelungsaufgaben; 36
 Regelungsnormalform; 507
 Regler im Vorwärtszweig; 573
 Reglerentwurf; 31; 526; 532; 557; 598; 636; 678; 722; 817
 Reglerstruktur; 503; 511; 539; 820
 Reglersynthese; 537
 Reihenanlenkung; 429
 Reihenschaltung; 526
relative bearing; 387
 Relativgeschwindigkeit; 99
 Relativposition; 214
required navigation performance; 481
 resultierende Luftkraft; 60
 Riccati-Differentialgleichung; 538
 Riccati-Entwurf; 442
 Richtungsstabilität; 116
ride comfort; 31
ride discomfort index; 474
ring laser gyroscope; 380
 robuste Regelung; 553; 554; 736
 robuster Regler; 505
 Robustheit; 599; 613; 822
 Rohdaten; 365
roll; 54
roll mode; 308
roll ratcheting; 474
roll spiral oscillation; 472
 Roll-Federkonstante; 132
 Roll-Lageregelung; 647
 Roll-Querkraft; 133
 Roll-Rollmoment; 133
 Rollbewegung; 119; 286; 308; 312; 328
 Rolldämpfung; 133
 Rollen; 54
 Rollfeldführung; 7
 Rollgeschwindigkeit; 792; 859
 Rollgeschwindigkeits-Vorgabe; 799
 Rollkopplung; 834
 Rollmoment; 62; 119; 328
 Rollreaktion; 471
 Rollspoiler; 411
 Rollzeitkonstante; 329
 Rotation; 73; 188
 rotatorischer Freiheitsgrad; 32; 337; 619
 Routh-Hurwitz; 300
 Rückenwind; 183; 246
 Rückenwindscherung; 243
rudder; 68; 411
 Ruderhartlage; 418; 434
 Ruderlast; 421
 Ruderstellantrieb; 417
 Runge-Kutta-Verfahren; 296
runway mode; 875
runway visual range; 76
 Satz von der Erhaltung des Ärgers; 519
 Schallgeschwindigkeit; 16
 Schätzfehler; 402; 523
 Scheinlot; 229; 238
 Scherungstensor; 181
 Schiebe-Gierschwingung; 312; 329
 schiebefreier Kurvenflug; 644
 Schiebegierderivativ; 116
 Schiebegiermoment; 133
 Schiebequerkraft; 129
 Schieberollerderivativ; 130
 Schieberollmoment; 132; 138
 Schieberollmoment; 132; 138
 Schiebeseitenkraft; 117
 Schiebewinkel; 61; 372
 Schiebewinkeländerung; 133
 Schiebewinkelvorgabe; 799
 Schleppfehler; 383; 395
 Schnittstelle Pilot-Regler; 792
 Schrägentfernung; 30; 78; 214
 Schub-Giermoment; 88
 Schub-Nickmoment; 88
 Schub-Steurgesetz; 725
 Schubänderung; 242
 Schubbedarf; 243
 Schubbelastungsgrad; 16; 150
 Schubeinstellwinkel; 88
 Schuberzeugung; 148
 Schubkomponenten; 150
 Schubkraft; 209
 Schubmoment; 114; 159; 209; 244
 Schubruhe; 691; 730
 Schubterm; 257
 Schubumkehr; 413
 Schubvektor; 88; 159
 Schubvektorsteuerung; 121; 150; 244; 831; 836
 Schütteln; 105
 Schwenkflügel; 818
 Schwerpunkt; 89
 Schwerpunktlage; 56; 90; 110; 672
 Schwerpunkttrücklage; 676
 Schwerpunktverlagerung; 118
 Schwerpunktvorlage; 139
 Schwingungsdämpfung; 660
sea mile; 76
 Seekrankheit; 474
 Seemeile; 76
 Segregation; 887
 Seitenbewegung; 129; 261; 277; 326; 346
 Seitengriff; 857
 Seitenleitwerk; 116; 414
 Seitenpeilung; 387; 391
 Seitenruder; 411
 Seitenruderausschlag; 69; 137
 Seitenverhältnis; 130
 Seitenwind; 183; 247
 Seitenwindscherung; 186
 Seitenwindwinkel; 117; 135
 sekundäre Stellglieder; 410
 Selbst-Adaptierung; 565
 Senkrechtstarter; 413
 Sensorposition; 89
 Separation; 481
 Separationstheorem; 524
 Servo; 417
servo-actuator; 417
short period mode; 308
 Sicherheit; 33; 35; 366; 434; 441
 Sicherheitsanforderungen; 885
 Sichtflugregeln; 481

- sideslip angle*; 61
sidestick; 433
sidewash angle; 117
sidewash error; 373
Signalflußdiagramm; 26; 254; 282
Simulation; 155; 162; 169; 198; 206; 221; 294
Simulationsprogramm; 296
single european sky; 491
Singulärwertzerlegung; 307
Skalarfeld; 73
slant distance; 78; 387
slant range; 387
slat; 103
Soll-Horizontalpeilung; 704
Soll-Zustandsvektor; 750
Sollbahn; 82
Sollbahnberechnung; 773
Sollbahngenerierung; 765
Sollflugbahn; 80; 85; 477; 763
Sollposition; 81
Sollstandlinie; 393; 704; 708
Solltrajektorie; 496; 750; 755
Sollwert; 94
Sollzustandsgenerator; 750
Sollzustandsgenerierung; 742; 772; 834
Spannweite; 87
speed hold; 4
speed mode; 871
speed/Mach mode; 868
spezifische Kraft; 213; 376
spezifische Überschüßleistung; 234
spiral mode; 308
Spiralbewegung; 286; 308; 312; 471
Spiralstabilität; 331
split axes control; 719
Spoiler; 69; 104; 137; 412
Spoiler and Elevator Computer; 850
Sprechfunk; 482; 490
Spreizklappen; 415
Stabilisierungsprobleme; 515
Stabilität; 300; 448
Stabilitätsachsensystem; 257
Stabilitätsbedingung; 115
Stabilitätsreserve; 474
stability augmentation system; 38; 429; 619; 819
Staffelung; 479; 481
stand-by; 436
standard arrival route; 479
standard instrument departure route; 479
Standard-Flugverfahren; 475
Standard-Kurvendrehgeschwindigkeit; 759
Standardabweichung; 179
Standebene; 387
Standlinie; 387
Standlinienregelung; 704
starres Flugzeug; 31
static margin; 110; 115
stationäre Führungsge nauigkeit; 575; 581
stationäre Genauigkeit; 571
stationäre Regeldifferenz; 572
stationärer Flugzustand; 221
stationäres Windfeld; 182
Stationärwert der Sprungantwort; 316
statische Längsstabilität; 115
statische Stabilität; 108; 116; 302; 321; 673; 825
statischer Druck; 369
Staudruck; 10; 371; 412
Staudruckanpassung; 635
Staustrahltriebwerk; 152
Steilanflugverfahren; 488; 726
Stellaktivität; 495; 510; 517
Stellantrieb; 410
Stellaufwand; 541
Stelleingang; 209
Stellsystem; 32
Stellsystem-Modell; 808
Stellzyylinder; 423
Steuergröße; 619; 683
Steuerhorn; 69
Steuerknüppel; 69
Steuerkurs; 57; 84; 698
Steuerpotential; 830
Steuerraketentriebwerke; 416
Steuerstrategien; 665
Steuerverhalten; 448
stick pusher; 677
stick shaker; 677; 740
stochastischer Prozeß; 179
stochastischer Windprozeß; 194
Störbeobachter; 524
Stördynamik; 610
Störgroßenaufschaltung; 658; 694; 726
Störlippen; 104; 412
Störrauschen; 516
Störreaktion; 347; 516
Störunterdrückung; 495; 625; 635; 636; 645; 827
Störverhalten; 355; 449; 646; 808
Strapdown-System; 380; 397
Streifentheorie; 202
strip theory; 202
structural load alleviation; 653
Strukturdämpfung; 654
Strukturschwingungen; 374; 654
Stützung; 401
Suchverfahren; 587; 589
supervisory override; 431
surface guidance system; 785
sweep angle; 87
symmetrischer Geradeaus flug; 23; 222; 264
 μ -Synthese; 561
synthetic vision system; 785
System-Hierarchie; 437
Systemmatrix; 531
systems engineering; 881
taileron; 415; 830
take-off mode; 875
taper ratio; 87
Taumelschwingung; 286; 308; 312; 329; 471
Taylorreihe; 122
Taylorsche Hypothese; 181
Teilprozeß; 610
Teilprozeß „Kinematik“; 218
Temperatur; 373
terminal manoeuvering area; 6; 479; 482
terrain following; 2
terrain referenced navigation; 400
Theorie kleiner Störungen; 268
thrust mode; 871

- Tiefdruckgebiet; 170
 Tieflage; 88
Total Energy Control System; 729
 Totzeiten; 662
track; 76; 81; 83
traffic collision avoidance system; 785
 Tragflächenverfahren; 202
 Trägheitskopplung; 824
 Trägheitsnavigation; 385
 Trägheitsplattform; 396
 Trägheitstensor; 215
trailing edge flaps; 411
 Trainingssimulatoren; 804
 Transformationsmatrix; 57; 59; 255
 Transitionsmatrix; 291
 Translationsgeschwindigkeit; 211
 translatorische Windscherung; 182
 Transschallbereich; 105
 Triebwerksausfall; 449; 861
 Triebwerksgeometrie; 159
 Triebwerksmodell; 160
 Triebwerksregler; 156
 Triebwerksschub; 16; 87; 142; 412
 Triebwerksverhalten; 722
 Trimmbarkeitsbedingung; 115
 Trimmrad; 69
 Trimmregler; 641
 Trimmtank; 675
 Trimmung; 70; 428; 431; 639
 Trimmwiderstand; 118
 Triplesystem; 436
 Trudeln; 830
true airspeed; 371
true heading; 382
true north; 84
true track; 84
 Turbine; 145
 Turboluftstrahltriebwerk; 145
turbulence mode; 869
 Turbulenz; 18; 168; 176; 192; 198; 830
 Tüteneffekt; 706; 711; 875
 Übergangsbahnen; 477
 Überschall; 102
 Überschüßleistung; 238
 Übertragungsfunktion; 27; 275; 298; 313
 Übertragungsmatrix; 298
 Überwachung; 434; 451
 Überwachungsanzeigen; 784
 Umgebungsbedingungen; 209
unlimited runaway; 434
 V-Modell; 887
 V-Stellung; 87; 130
variabler Wind; 250
 Varianz; 179; 194; 495
 Variation; 84
 Vektor-Differentialgleichung; 210; 217
 Vektorfeld; 73
 Verallgemeinerte Quadratische Regelfläche; 592
 Verdichter; 145
 Verkehrsflüfführung; 773
 verkoppelte Bahnregelung; 720
 Verstärkungsänderung; 712
vertical speed; 370
vertical speed hold; 5; 689
vertical speed mode; 866
vertical tail; 86
vertical transition; 665
 vertikale Bahnänderung; 14
vertikale Flugbahnhsteuerung; 118
 Vertikalgeschwindigkeit; 368; 370; 405; 866
 Vertikalgeschwindigkeitsregler; 689
visual flight rules; 481
 vollständige Zustandsrückführung; 719
 VOR-Funkfeuer; 6; 84; 365; 392
 VOR-Sender; 392
 VOR/localizer error; 707
 Voranflug; 485
 Voraussimulation; 765
 Voreinflugzeichen; 399; 486
 Vorgabe-Regelgesetze; 791
 Vorgaberegelung; 38; 44; 426; 778; 790; 819
 Vorlage; 88
 Vorsteuermatrix; 581; 748
 Vorsteuerung; 574; 720; 744; 749; 750; 814
 Vorsteuerventil; 422
 Vortriebsregler; 5; 681; 690; 872
 Wagner-Funktion; 201
 Warteflugverfahren; 485
 Warteschleife; 483
way point; 78
 Weglängenänderung; 483; 766
 Wegpunkt; 76; 763
 Wellenlänge; 192
 Wichtungsmatrizen; 494; 538
 Widerstand; 10; 97; 105
 Widerstandskraft; 60
 Wind; 18; 168; 476; 482
wind correction angle; 700
 Wind-Anstellwinkel; 64; 237; 350
 Wind-Hängewinkel; 64
 Wind-
 Rotationsgeschwindigkeit; 260
 Wind-Schiebewinkel; 64
 Windachsenrolle; 839
 Windeinfluß; 8; 29; 64; 169; 235; 766
 Windfahnenstabilität; 116; 626
 Windfeld; 217
 Windgeschwindigkeit; 55; 260
 Windgradient; 21; 99; 182; 187; 189; 192; 250; 260; 347
 Windmessung; 490
 Windscherung; 20; 171; 733; 864
 Windstärke; 174
 Windvektor; 64
wing; 87
wing area; 87
wing local chord; 87
wing span; 87
 Winkelbeziehung; 60; 65; 256
 Winkelgeschwindigkeit; 54
 Winkelgeschwindigkeitskreisel; 375; 379
 Wirbelschleppe; 177; 481
 Wirtschaftlichkeit; 447
 Wurzelortskurve; 303; 621
yaw; 54
yaw damper; 642

Zählerfunktion; 314	Zustandsgleichung; 254 ; 290	Zustandsvektor; 217
Zählermatrix; 314 ; 531	Zustandsgrößen; 24 ; 211 ; 221 ; 261 ; 722	Zustandsvektorrückführung; 506 ; 507 ; 538
Zeitvektormethode; 310	Zustandsrückführung; 578 ; 685	Zuverlässigkeit; 433 ; 438
Zielpunkt; 78		Zweikreis-Triebwerk; 152
Zirkulation; 100		
Zustandsform; 254 ; 275 ; 289	Zustandsschätzung; 368	Zyklon; 170