

**Institut für Flugzeugbau
der Universität Stuttgart**

Masterarbeit

Beispiel Abschlussarbeit

Bearbeiter

Muster Student

Titel der Arbeit auf DEUTSCH

Titel der Arbeit auf ENGLISCH

Bachelorarbeit
von
Muster Student

Durchgeführt am
**INSTITUT FÜR FLUGZEUGBAU
UNIVERSITÄT STUTTGART**

Betreuer: M. Sc. Ruben Czichos

Stuttgart, im November 2018



Julian Markus Erler
Kremmlerstraße 77
70597 Stuttgart
Matr.-Nr.: 3361898

Institutsleitung

Prof. Dr. Peter Middendorf
Prof. Dr. Po Wen Cheng
Prof. Dr. Andreas Strohmayer

Kontakt

Pfaffenwaldring 31
70569 Stuttgart
T 0711 685-62402
F 0711 685-62449

Masterarbeit

Thema: Entwicklung eines Pre-Prozessors zur automatisierten numerischen Berechnung realistischer FKV-Mikrostrukturen

Kurzbeschreibung:

In den letzten Jahren ist ein vermehrter Anstieg an faserverstärkten Kunststoffen in der Automobil-, Luftfahrt, und Sportgeräteindustrie zu verzeichnen. Um eine maximale Ausnutzung des Werkstoffs zu erzielen sind genaue Kenntnisse über das mechanische Verhalten unabdingbar. Diese können in zeit- und kostenintensiven Versuch oder aber mit Hilfe numerischer Rechenmethoden ermittelt werden. Letztgenannte Methoden bieten den Vorteil die strukturellen Eigenschaften nicht nur auf makroskopischer Ebene, sondern auch auf mikroskopischer Ebene detailliert zu betrachten. Dies ist speziell bei FKV von besonderer Bedeutung. Im Rahmen dieser Arbeit soll daher ein bereits am Institut für Flugzeugbau entwickeltes Tool erweitert werden, um automatisiert realistische FKV-Mikrostrukturen sowohl zur Berechnung des Steifigkeitstensors als auch des nichtlinearen Spannungs-Dehnung-Verhaltens zu erstellen. Hierfür sind geeignete Materialmodelle in LS-Dyna auszuwählen, die die komplexen Versagensmechanismen innerhalb eines Faser-Kunststoff-Verbundes beschreiben können. Eine automatische Aufbringung von Last- und Randbedingungen ist ebenso Teil der Arbeit, wie die automatische Auswertung und Aufbereitung der Ergebnisse. Neben einlagigen Einheitszellen sollen auch mehrlagige Einheitszellen betrachtet werden. Die Arbeit wird mit einer Validierung der durchgeführten Berechnungen, sowie einer Dokumentation und anschließender Abschlusspräsentation komplettiert.

Arbeitspunkte:

- Literaturrecherche und Einarbeitung zu den Themen Mikrostrukturen von FKV, Homogenisierungsmethoden und Versagensverhalten von FKV auf Mikroebene
- Einarbeitung in LS-Dyna
- Entwicklung eines eigenen Pre-Prozessors für den schnellen Modellaufbau von ein- und mehrlagigen Einheitszellen
- Berechnung und Validierung der homogenisierten linear-elastischen Steifigkeiten sowie des nichtlinearen Spannungs-Dehnungs-Verhaltens der betrachteten Einheitszelle
- Dokumentation und Präsentation der Ergebnisse

Arbeit ausgegeben am: 13.05.2019

Arbeit abgegeben am:

Betreuer: Ruben Czichos (IFB)

Stuttgart, 25.04.2019

Prof. Dr.-Ing. Peter Middendorf

Kurzfassung

Lorem ipsum dolor sit amet, consetetur sadipscing elitr, sed diam nonumy eirmod tempor invidunt ut labore et dolore magna aliquyam erat, sed diam voluptua. At vero eos et accusam et justo duo dolores et ea rebum. Stet clita kasd gubergren, no sea takimata sanctus est Lorem ipsum dolor sit amet. Lorem ipsum dolor sit amet, consetetur sadipscing elitr, sed diam nonumy eirmod tempor invidunt ut labore et dolore magna aliquyam erat, sed diam voluptua. At vero eos et accusam et justo duo dolores et ea rebum. Stet clita kasd gubergren, no sea takimata sanctus est Lorem ipsum dolor sit amet. Lorem ipsum dolor sit amet, consetetur sadipscing elitr, sed diam nonumy eirmod tempor invidunt ut labore et dolore magna aliquyam erat, sed diam voluptua. At vero eos et accusam et justo duo dolores et ea rebum. Stet clita kasd gubergren, no sea takimata sanctus est Lorem ipsum dolor sit amet.

Duis autem vel eum iriure dolor in hendrerit in vulputate velit esse molestie consequat, vel illum dolore eu feugiat nulla facilisis at vero eros et accumsan et iusto odio dignissim qui blandit praesent luptatum zzril delenit augue duis dolore te feugait nulla facilisi. Lorem ipsum dolor sit amet, consectetur adipiscing elit, sed diam nonummy nibh euismod tincidunt ut laoreet dolore magna aliquam erat volutpat.

Ut wisi enim ad minim veniam, quis nostrud exerci tation ullamcorper suscipit lobortis nisl ut aliquip ex ea commodo consequat. Duis autem vel eum iriure dolor in hendrerit in vulputate velit esse molestie consequat, vel illum dolore eu feugiat nulla facilisis at vero eros et accumsan et iusto odio dignissim qui blandit praesent luptatum zzril delenit augue duis dolore te feugait nulla facilisi.

Nam liber tempor cum soluta nobis eleifend option congue nihil imperdiet doming id quod mazim placerat facer possim assum. Lorem ipsum dolor sit amet, consectetur adipiscing elit, sed diam nonummy nibh euismod tincidunt ut laoreet dolore magna aliquam erat volutpat. Ut wisi enim ad minim veniam, quis nostrud exerci tation ullamcorper suscipit lobortis nisl ut aliquip ex ea commodo consequat.

Abstract

Inhaltsverzeichnis

Nomenklatur

Zur Förderung der Übersichtlichkeit werden in der vorliegenden Arbeit Skalare mit normaler Strichstärke und Vektoren bzw. Matrizen fettgedruckt dargestellt.

Symbol	Bedeutung
Kräfte	
A	Auftrieb
F	Schub
W	Widerstand
Y	Seitenkraft
R	Reibung
$F_{\text{Überschuss}}$	Überschussleistung
W_{\min}	minimaler Widerstand
Momente	
L	Rollmoment
M	Nickmoment
N	Giermoment
Aerodynamische Beiwerte	
C_A	Auftriebsbeiwert
C_W	Widerstandsbeiwert
C_M	Nickmomentenbeiwert
$C_{A,\max}$	maximaler Auftriebsbeiwert
$C_{A,\text{roll}}$	Auftriebsbeiwert beim Rollvorgang
$C_{AP,0}$	Profilauftriebsbeiwert bei $\alpha = 0$
C_{A0}	Auftriebsbeiwert bei $\alpha = 0$
C_A^*	Auftriebsbeiwert im Punkt des besten Gleitens
$C_{W,\text{roll}}$	Widerstandsbeiwert beim Rollvorgang
$C_{W,\text{profil}}$	Widerstandsbeiwert des Profils
C_{W0}	Nullwiderstandsbeiwert (Widerstandsbeiwert bei $C_A = 0$)
C_{Wi}	induzierter Widerstandsbeiwert
$C_{W,\min}$	minimaler Widerstandsbeiwert
$C_{WP,A}$	auftriebsabhängiger Profilwiderstandsbeiwert
C_W^*	Widerstandsbeiwert im Punkt des besten Gleitens
C_a	Auftriebsbeiwert des Profils
C_w	Widerstandsbeiwert des Profils
C_m	Nickmomentenbeiwert des Profils
Geschwindigkeiten	
V	Geschwindigkeit
V_{\min}	Minimalgeschwindigkeit
V_{Start}	Abhebegeschwindigkeit
V^*	Geschwindigkeit im Punkt des besten Gleitens
u	horizontale Geschwindigkeit (in x-Richtung)
V_h	horizontale Geschwindigkeitskomponente
w	Sinkgeschwindigkeit
V_v	Steiggeschwindigkeit / vertikale Geschwindigkeitskomponente / SEP
V_K	Kurvengeschwindigkeit
V_{\min}	minimaler Kurvengeschwindigkeit

Geometrische Größen

S	Bezugs(flügel)fläche
l_μ	Bezugsflügeltiefe
l	Profiltiefe, Länge
b	Spannweite
Λ	Flügelstreckung
λ	Zuspitzung
r_K	Kurvenradius
$r_{K,min}$	minimaler Kurvenradius
s	Flugstrecke
h	Höhe

Aerodynamische Größen

Re	Reynoldszahl
α	Anstellwinkel
ϵ	Gleitzahl
γ	Bahnneigungswinkel
χ	Azimutwinkel
ϕ	Rollwinkel
ρ	Luftdichte
T	Temperatur
η	dynamische Viskosität
ν	kinematische Viskosität
p	Druck
q	Staudruck
k	Widerstandsfaktor
k_i	Widerstandsfaktor induzierter Widerstand
k_P	Widerstandsfaktor auftriebsabhängiger Profilwiderstand
Φ_A	Einflussfaktor des Bodeneffekts auf den Auftrieb
Φ_W	Einflussfaktor des Bodeneffekts auf den Widerstand
β_A	Faktor für Φ_A
β_W	Faktor für Φ_W
δ_A	Faktor für Φ_A
δ_W	Faktor für Φ_W

Weitere Größen

m	Masse
g	Gewichtskonstante
n	Lastvielfaches
n_{max}	maximales Lastvielvaches
t	Zeit
μ_{roll}	Rollreibungskoeffizient

Symbol	Bedeutung
\mathbf{A}	Prozessmatrix eines Systems / Beschleunigungsvektor
\mathbf{B}	Eingangsmatrix eines Systems
\mathbf{C}	Beobachtungsmatrix eines Systems
\mathbf{H}	Approximierte Messmatrix
\mathbf{P}	Schätzfehlerkovarianzmatrix
\mathbf{Q}	Prozessrauschkovarianzmatrix
\mathbf{R}	Messrauschkovarianzmatrix / Sichtlinie
$\dot{\mathbf{R}}$	Relativgeschwindigkeit
$\ddot{\mathbf{R}}$	Relativbeschleunigung
\mathbf{S}	Innovationskovarianzmatrix
\mathbf{T}_α	Drehmatrix
\mathbf{Z}	Filterinnovation
ϕ	Jacobi-Matrix
$\mathbf{\Pi}$	Übergangsmatrix
M	Anzahl Monte-Carlo-Simulationen
N	Navigationskonstante / Filteranzahl

Abkürzung	Bedeutung
APN	Augmented Proportional Navigation
CA	Constant Acceleration
CV	Constant Velocity
CM	Cruise Missiles
CT	Constant Turn

Abbildungsverzeichnis

Tabellenverzeichnis

1 Einleitung

1.1 Motivation

Hier erfolgt die Hinführung zum Thema. Worum geht es? Was ist der Sinn und Zweck dieser Arbeit? Dem Leser wird hier auch erklärt, was ihn wo in dieser Arbeit erwartet.

Die Motivation zu dieser Bachelorarbeit entspringt der Mitarbeit in der Akademischen Modellbaugruppe AkaModell Stuttgart e.V.. Dieser studentische Verein hat in der Vergangenheit mehrmals an der AirCargoChallenge teilgenommen. Bei diesem Wettbewerb muss entsprechend eines sich von Bewerb zu Bewerb ändernden Regulariums ein Flugzeug ausgelegt und gebaut werden, welches dann an einem Flugwettbewerb gegen die Konstruktionen anderer Teams antritt. Auch neben diesem Wettbewerb werden innerhalb dieses Vereins immer wieder neue Modellflugzeuge ausgelegt und gebaut.

1.1.1 Motivation genau

1.2 Zielsetzung

Das Ziel der vorliegenden Masterarbeit soll sein...

In der Vergangenheit wurden zur Auslegung der Flugzeuge unterschiedliche Entwicklungstools verwendet. Die Auswertung und Analyse verschiedener Konfigurationen erforderte aber meist viel Handarbeit. Daher entstand der Wunsch nach einem zusammenhängenden Entwurfstool, welches verschiedene Teilbereiche einschließt. Das Ziel dabei ist, dass in Zukunft die Flugzeugauslegung effizienter durchgeführt werden kann. Dass gilt sowohl in zeitlicher als auch in qualitativer Hinsicht. Dazu sollen auch Optimierungstools beitragen. Diese sind aber nicht Inhalt dieser studentischen Arbeit. Vielmehr ist es die Ziel alle notwendigen Grundlagen zu schaffen um zu einem späteren Zeitpunkt Optimierungstools für eine jeweils spezifische Anforderung möglichst schnell entwickeln zu können. Während eine andere studentische Arbeit aus unserem Verein die Grundlagen für eine Massenabschätzung bereitstellt, hat diese Arbeit zur Absicht die Grundlagen für eine aerodynamische Optimierung zu erarbeiten und zusammenzufassen. ??

1.3 Gliederung der Arbeit

Die vorliegende Arbeit beginnt mit...

Es sollen für den gesamten Entwurfsprozess Funktionen bereitgestellt werden. Das heißt es werden einfache Abschätzungsformeln für ein frühes Entwicklungsstadi-

um bereitgestellt werden. Um ein genaueres Feintuning in einem fortgeschrittenen Entwicklungsstadium zu ermöglichen ist die Einbindung von OpenSource-Software angedacht.

Im Rahmen dieser Arbeit wird recherchiert, welche Entwurfsformeln bereits bekannt sind um diese in den Gesamtalgorithmus aufzunehmen. Zusätzlich werden eigene Algorithmen für die Anwendung im in unserem Anforderungsbereich entwickelt. Diese Bachelorarbeit soll also Vorhandenes mit Eigenem in einem neuen Tool verbinden.

Da eine analytische Betrachtung eines gesamten Flugs mit seinen unterschiedlichen Flugzuständen nicht möglich ist, müssen alle Flugzustände getrennt/punktuell betrachtet und bewertet werden. Besonders eignen sich hierzu stationäre Flugzustände, da sie gut analytisch betrachtet werden können.

Ein Flug wird dazu in mehrere Flugabschnitte unterteilt. (Start, Beschleunigung, Steigen, Horizontalflug, Kurvenflug, Sinken, Landung) Im Rahmen dieser Arbeit sollen Tools bereitgestellt werden um diese unterschiedlichen Abschnitte zu betrachten. Diese Abschnitte sind für die meisten Flugzeuge allgemein gültig. Je nach Mission liegen die Schwerpunkte allerdings in unterschiedlichen Bereichen. Mithilfe der Tools können später verschiedene Missionsanforderungen modelliert und Flugzeugauslegungen diesbezüglich analysiert werden.

2 Grundlagen

2.1 Stand der Technik

Was sind die neusten Erkenntnisse auf dem Gebiet?

2.2 Notwendiges Wissen

Hier sollen die jeweiligen Grundlagen zu den verwendeten Verfahren/Analysen/Prozesse erläutert werden, so dass der Leser das nötige Wissen besitzt, den Rest der Arbeit zu verstehen.

2.2.1 Atmosphäre

Da das Fluggerät sich in der Atmosphäre bewegt, ist es wichtig die physikalischen Größen zu kennen, welche die aerodynamischen Kräfte und das Triebwerk beeinflussen. Diese sind:

- Luftdichte ρ
- Temperatur T bzw. Schallgeschwindigkeit a
- Druck p
- dynamische Viskosität (Zähigkeit) η

Reynoldszahls

Die Reynoldszahl ist eine dimensionslose Kenngröße. Sie stellt das Verhältnis zwischen Trägheits- und Zähigkeitskräften in einem Fluid dar.

$$Re = \frac{\rho * V * l}{\eta} = \frac{V * l}{\nu} \quad (2.1)$$

2.2.2 Aerodynamische Kräfte

Beiwerte

Um die aerodynamischen Kräfte und Momente einfacher vergleichen zu können werden dimensionslose Größen, sogenannte Beiwerte, verwendet. Der Index kennzeichnet die dazugehörige Kraft oder das Moment. Auftriebsbeiwert C_A , Widerstandsbeiwert C_W und Momentenbeiwert C_M werden wie folgt definiert:

$$A = C_A * q * S \quad (2.2)$$

$$W = C_W * q * S \quad (2.3)$$

$$M = C_M * q * S * l_\mu \quad (2.4)$$

Der Ausdruck S bezeichnet dabei die Bezugs(flügel)fläche. Weitere Kraft- und Momentenbeiwerte werden analog definiert.

Wenn der jeweilige Beiwert sich nicht global auf den gesamten Flügel, sondern auf eine lokale Stelle bezieht, wird der Index klein geschrieben:

$$dA = C_a * q * l * dy \quad (2.5)$$

$$dW = C_w * q * l * dy \quad (2.6)$$

$$dM = C_m * q * l^2 * dy \quad (2.7)$$

$q = (\rho/2) * V^2$ bezeichnet dabei den Staudruck. Dieser ist von ρ und der Anströmgeschwindigkeit V abhängig.

Auftrieb und Widerstand

Die senkrecht zur Anströmung wirkende Kraft ist als Auftrieb A definiert.

Die parallel zur Anströmung wirkende Kraft ist als Widerstand W definiert.

Der Nullwiderstandsbeiwert C_{W0} ist der Widerstandsbeiwert bei einem Auftriebsbeiwert von $C_A = 0$.

Der induzierte Widerstand entsteht durch ????. Dessen Widerstandsbeiwert kann wie folgt modelliert werden:

$$C_{Wi} = k_i * C_A^2 \quad (2.8)$$

Der Widerstandsfaktor k_i hängt von der Flügelstreckung $\Lambda = \frac{b^2}{S}$ und der Auftriebsverteilung in Spannweitenrichtung ab. Ein Minimalwert wird bei einer elliptischen Auftriebsverteilung erreicht (noch umschreiben!!! Zitat HdLfzt, Spannweite b noch einführen!):

$$k_i = \frac{1}{\pi * \Lambda} \quad (2.9)$$

Der Profilwiderstandsfaktorsbeiwert ist abhängig vom Auftrieb. Der zugehörige Widerstandsfaktor ist k_P . Bei gewölbten Profilen ist der Auftriebsbeiwert dabei nicht symmetrisch. Für eine spätere analytische Betrachtung kann von folgender Formel ausgegangen werden:

$$C_{WP,A} = k_P * (C_A - C_{AP,0})^2 \quad (2.10)$$

Diese Formeln können zusammengefasst und in einer sogenannten Flugzeugpolare dargestellt werden werden:

$$C_W = C_{W,min} + k * (C_A - C_{A0})^2 \quad (2.11)$$

Geht man von der Annahme einer symmetrischen Polare aus, ergibt sich folgende Gleichung:

$$C_W = C_{W0} + k * C_A^2 \quad (2.12)$$

Dabei gilt: $C_{A0} = 0$.

Die Flugzeugpolare ist abhängig von der Reynolds- und der Machzahl. In der vorliegenden Arbeit wird der Einfluss letzterer allerdings vernachlässigt, da wir uns ausschließlich im niedrigen Unterschallbereich ($Ma < 0,7$) bewegen.

2.2.3 Stationäre Flugzustände

Bei der Betrachtung stationärer Flugzustände wird das Flugzeug als Punktmasse angesehen. So kann ausschließlich mit den Kraftgleichungen gearbeitet werden.

Gleitflug

Als Gleitflug wird der Flug ohne Antrieb bezeichnet. Das Kräftegleichgewicht in horizontaler und vertikaler Richtung lautet wie folgt:

$$W = -m * g * \sin(\gamma) \quad (2.13)$$

$$A = m * g * \cos(\gamma) \quad (2.14)$$

Dabei ist γ der Bahnneigungswinkel. Dieser ist bei einem Sinkflug negativ definiert. Aus den beiden vorangegangenen Gleichungen ergibt sich:

$$\tan(\gamma) = -C_W/C_A \quad (2.15)$$

Der Betrag dieses Terms ist als Gleitzahl ϵ definiert.

$$\epsilon = C_W/C_A \quad (2.16)$$

Die Sinkgeschwindigkeit w ist die vertikale Geschwindigkeitskomponente und ergibt sich zu:

$$w = -V * \sin(\gamma) \quad (2.17)$$

$$w = \sqrt{\frac{2 * m * g}{\rho * S}} * \frac{C_W}{(C_A^2 + C_W^2)^{3/4}} \quad (2.18)$$

Die horizontale Geschwindigkeit u ergibt sich zu:

$$u = \sqrt{\frac{2 * m * g}{\rho * S}} * \frac{C_A}{(C_A^2 + C_W^2)^{3/4}} \quad (2.19)$$

Bestes Gleiten

Der Punkt des besten Gleitens ergibt sich, wenn ϵ minimal wird. Dazu legt man eine Gerade durch den Ursprung tangential an die Polare an. Für eine symmetrische Polare ergeben sich folgende Zusammenhänge:

$$\epsilon_{min} = 2 * \sqrt{C_{W0} * k} \quad (2.20)$$

$$C_A^* = \sqrt{C_{W0}/k} \quad (2.21)$$

$$C_W^* = 2 * C_{W0} \quad (2.22)$$

mit $\epsilon_{min}^2 \ll 1$ gilt:

$$V^* = \sqrt{\frac{2 * m * g}{C_A^* * \rho * S}} \quad (2.23)$$

Horizontalflug

Im Horizontalflug ($\gamma = 0$) muss der Auftrieb die Gewichtskraft und die Schubkraft den Widerstand kompensieren.

$$F = W \quad (2.24)$$

$$A = m * g \quad (2.25)$$

Die Fluggeschwindigkeit ergibt sich zu:

$$V = \sqrt{\frac{2 * m * g}{C_A * \rho * S}} \quad (2.26)$$

Die Minimalgeschwindigkeit V_{min} ergibt sich daher zu:

$$V_{min} = \sqrt{\frac{2 * m * g}{C_{A,max} * \rho * S}} \quad (2.27)$$

Mit einer symmetrischen Flugzeugpolare ergibt sich der Widerstand im Horizontalflug zu:

$$W = C_{W0} * \rho / 2 * V^2 * S + k * \frac{(m * g)^2}{(\rho / 2 * V^2 * S)} \quad (2.28)$$

Mit voriger Gleichung ... ergibt sich der Minimalwiderstand zu:

$$W_{min} = \epsilon_{min} * m * g \quad (2.29)$$

Steigflug

Das Kräftegleichgewicht stellt sich folgendermaßen auf:

$$F = W + m * g * \sin(\gamma) \quad (2.30)$$

$$A = m * g * \cos(\gamma) \quad (2.31)$$

Mit $A = q * C_A * S$ und $W = q * C_W * S$ folgt aus der ersten beider Gleichungen / Aus der ersten Gleichung folgt:

$$\sin(\gamma) = \frac{F}{m * g} - \frac{C_W * q * S}{m * g} = \frac{F - W}{m * g} \quad (2.32)$$

Für kleine Winkel γ kann man annehmen, das $A = m * g$ gilt. Daraus folgt:

$$\sin(\gamma) = \frac{F}{m * g} - \frac{W}{A} = \frac{F}{m * g} - \frac{C_W}{C_A} = \frac{F}{m * g} - \epsilon \quad (2.33)$$

Die Steiggeschwindigkeit $-w$ entspricht der vertikalen Komponente der Geschwindigkeit V_v , welche auch als SSpecific Excess PowerSSEP bezeichnet wird. Diese ist:

$$V_v = -w = V * \sin(\gamma) = V * \frac{F}{m * g} - \epsilon \quad (2.34)$$

Horizontaler Kurvenflug

Um eine Richtungsänderung um einen Azimutwinkel χ durchzuführen, wird im Kurvenflug der Auftriebsvektor um einen Rollwinkel ϕ geneigt.

Das Kräftegleichgewicht stellt sich wie folgt auf:

$$F = W \quad (2.35)$$

$$m * g = A * \cos(\phi) \quad (2.36)$$

$$m * V * \dot{\chi} = A * \sin(\phi) \quad (2.37)$$

mit $\dot{\chi} = V/r_K$ folgt:

$$\frac{m * V^2}{r_K} = A * \sin(\phi) \quad (2.38)$$

Aus Gleichung ... und ... folgt der Zusammenhang zwischen ϕ , $\dot{\chi}$ und V :

$$\tan(\phi) = \frac{V}{g} * \dot{\chi} = \frac{V^2}{g * r_K} \quad (2.39)$$

Der Lastfaktor n beschreibt das Verhältnis zwischen Auftrieb und Gewicht:

$$n = \frac{A}{m * g} = \frac{1}{\cos(\phi)} \quad (2.40)$$

Wie aus den Formeln erkennbar, muss C_A in der Kurve größer sein, als im Horizontalflug. Der Auftriebsbeiwert und mit ihm der Widerstandsbeiwert wächst wie folgt an:

$$C_A = \frac{2 * A}{\rho * V^2 * S} = \frac{2 * n * m * g}{\rho * V^2 * S} \quad (2.41)$$

Der Kurvenradius in Abhängigkeit von n ergibt sich zu:

$$r_K = \frac{V^2/g}{\sqrt{n^2 - 1}} \quad (2.42)$$

Zu einem vorgegebenen n_{max} kann somit $r_{K,min}$ ermittelt werden.

Die Wendegeschwindigkeit $\dot{\chi}$ sollte für möglichst schnelle Wenden maximal werden:

$$\dot{\chi} = V/r_K \quad (2.43)$$

2.2.4 Start und Landung

Start

Für die Rollstrecke ergeben sich folgende Kräftegleichgewichte:

$$m * \dot{V} = F - W_R - \mu_R * N_H - \mu * N_B \quad (2.44)$$

$$m * g = N_B + N_H + A_R \quad (2.45)$$

$$N_B * (x_B - \mu_R * z_H) - N_H * (x_H + \mu_R * z_H) - F * z_F - A_R * x_A + \Delta M_\eta = 0 \quad (2.46)$$

Die Rollstrecke kann integriert werden über:

$$\frac{dx}{dV} = \frac{m * V}{F - W_R - \mu_R * (m * g - A_R)} \quad (2.47)$$

Hier noch Abschätzformel aus Handbuch der Luftfahrzeugtechnik unter Annahme C_A und C_W konstant während des Startvorgangs.

Landung

Rollstrecke ähnlich Startrollstrecke.

2.2.5 Leitwerksauslegung

Momentengleichgewicht

2.2.6 Stabilität

Der Neutralpunkt ist der Punkt, an dem $\frac{dC_M}{d\alpha} = 0$ ist. Eine Störung des Anstellwinkels wird an diesem Punkt nicht reagiert. Es ist aber ein rückstellendes Moment gewünscht um statische Stabilität zu erreichen. Das ist gegeben, wenn $\frac{dC_M}{d\alpha} < 0$ ist. Dazu muss Schwerpunkt vor dem Neutralpunkt liegen.

Das Stabilitätsmaß $\frac{x_N - x_S}{l_\mu}$ ist eine Größe die zum Vergleich herangezogen werden kann. Richtwerte hierfür sind 5 - 15

Normatmosphäre

Aerodynamisches und Geodätisches Koordinatensystem

Rein inkompressible Strömung

Aerodynamische Beiwerte

Laminare, turbulente Grenzschicht

Induzierter Widerstand

Re-Zahl

Grundgleichungen Flugbahn

Luftraum

Schub sehr einfach, da Windkanalwerte verwendet werden.

Hauptsächlich stationäre Betrachtungen

Steigen:

Kurven: Wendedauer

3 Hauptteil

text

4 Ergebnisse

Hier werden alle während der Arbeit gewonnenen Informationen ausführlich dargestellt, diskutiert und interpretiert. Dabei sollte im Bezug zur Ausgangssituation ein Ergebnis/Erkenntnisgewinn bzw. eine Verbesserung/Änderung vorliegen und eine Schlussfolgerung mit Empfehlung gezogen werden. Aufgetretene Diskrepanzen und mögliche Ursachen sollten klar dargestellt werden.

5 Zusammenfassung und Ausblick

Zum Schluss sollte nochmals die wesentlichen Ergebnisse klar herausgestellt werden. Außerdem kann ein Ausblick für weitere Arbeiten/Untersuchungen in diesem Bereich erfolgen. Umfang beträgt hier ca. 2 Seiten.

Anhang

Hier können noch Tabellen, Messprotokolle, Rechnerprotokolle, Konstruktionszeichnungen sowie Programmcodes und ähnliches zur Dokumentation angeheftet werden.

Eidesstattliche Erklärung und Urheberrecht bei studentischen Arbeiten

Hiermit räume ich, "Name, Vorname, Matrikelnummer, Anschrift" der Universität Stuttgart, Institut für Flugzeugbau, ein kostenloses, zeitlich und räumlich unbeschränktes, einfaches Nutzungsrecht an der von mir erstellten Bachelor,- Master - oder sonstigen studentischen Arbeit mit dem Titel

Titel der Arbeit

und den im Rahmen dieser Arbeit entstandenen Arbeitsergebnissen ein. Ich erkläre, die Arbeit selbständig verfasst und bei der Erstellung dieser Arbeit die einschlägigen Bestimmungen, insbesondere zum Urheberrechtsschutz fremder Beiträge, eingehalten zu haben. Soweit meine Arbeit fremde Beiträge (z.B. Bilder, Zeichnungen, Textpassagen) enthält, erkläre ich, dass diese Beiträge als solche gekennzeichnet sind (z.B. Zitat, Quellenangabe) und ich eventuell erforderlich gewordene Zustimmungen der Urheber zur Nutzung dieser Beiträge in meiner Arbeit eingeholt habe. Für den Fall der Verletzung Rechte Dritter durch meine Arbeit, erkläre ich mich bereit, der Universität Stuttgart einen daraus entstehenden Schaden zu ersetzen bzw. die Universität Stuttgart auf deren Aufforderung von eventuellen Ansprüchen Dritter freizustellen.

Das der Universität Stuttgart hiermit eingeräumte Nutzungsrecht erstreckt sich auf sämtliche bekannte Nutzungsarten und umfasst neben dem Recht auf Nutzung der Arbeitsergebnisse in Forschung, Lehre und Studium, insbesondere das Recht der Vervielfältigung und Verbreitung, das Recht zur Bearbeitung und Änderung inklusive Nutzung, Vervielfältigung und Verbreitung der dabei entstehenden Ergebnisse, sowie insbesondere das Recht der öffentlichen Zugänglichmachung im Internet sowie das Recht der Weiterübertragung auf einen Dritten ohne meine erneute Zustimmung.

Mir ist bekannt, dass die Einräumung des Nutzungsrechts der öffentlichen Zugänglichmachung auch beinhaltet, dass mein Name im Zusammenhang mit dem Titel der oben genannten Arbeit auf den Webseiten der Universität Stuttgart genannt werden kann. Mir ist auch bekannt, dass - sofern meine Arbeit selbst nicht im Internet zugänglich gemacht wird - die Einräumung des Nutzungsrechts der öffentlichen Zugänglichmachung auch umfasst, dass die Universität Stuttgart auf ihren Webseiten meinen Namen im Zusammenhang mit dem Titel der oben genannten Arbeit (z.B. in Listen über am Institut abgeschlossene studentische Arbeiten) nennen kann.

Außerdem übertrage ich der Universität Stuttgart das Eigentum an einem von mir der Bibliothek des Instituts für Flugzeugbau kostenlos zur Verfügung gestellten Exemplars meiner oben genannten Arbeit und räume der Universität Stuttgart auch für dieses Exemplar die oben genannten Nutzungsrechte ein.

Student

Ort, Datum, Unterschrift

