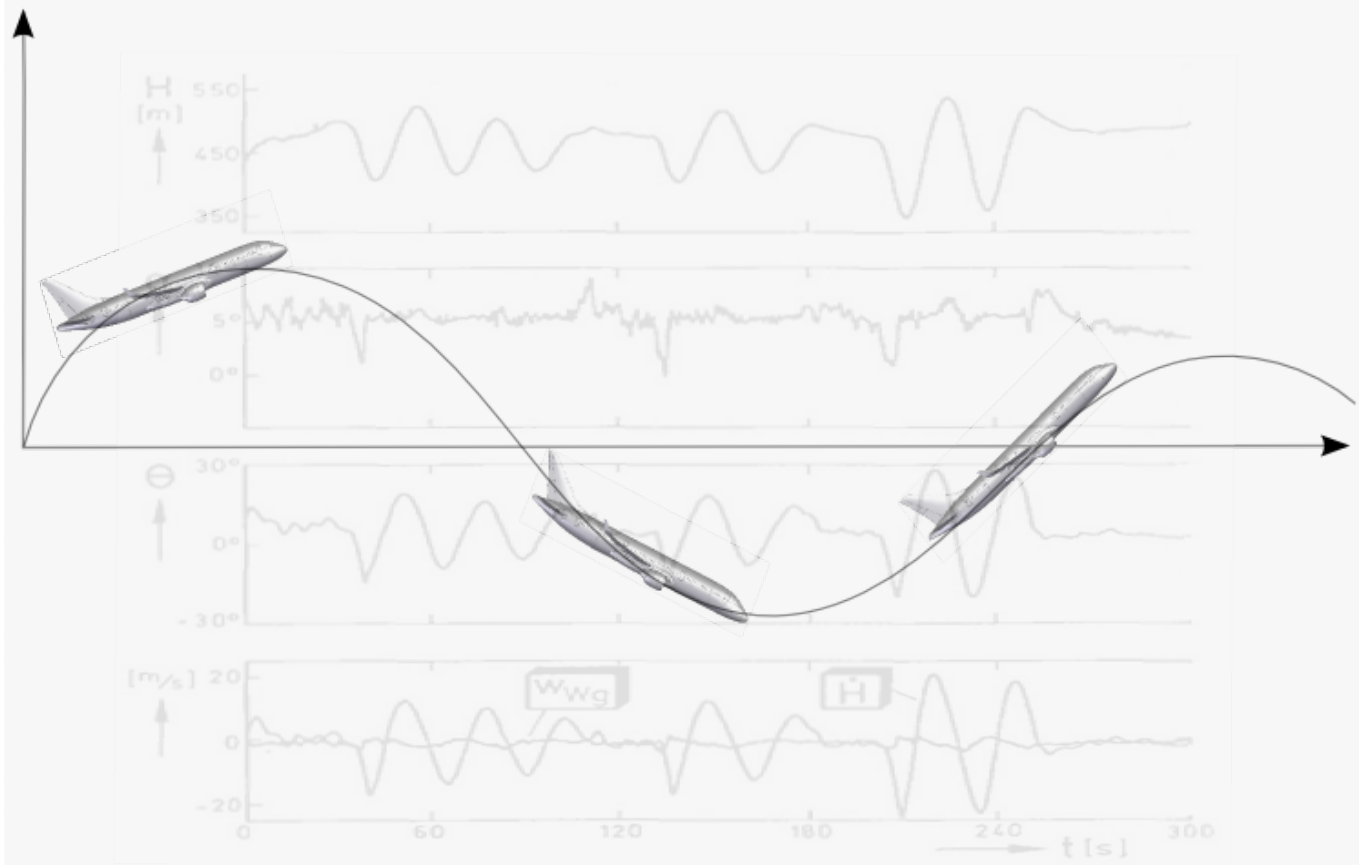
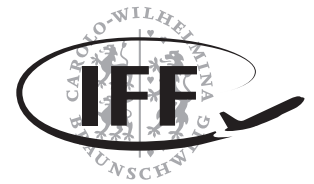




Technische  
Universität  
Braunschweig

Institut für  
Flugführung




# Flugmechanik II - Flugeigenschaften


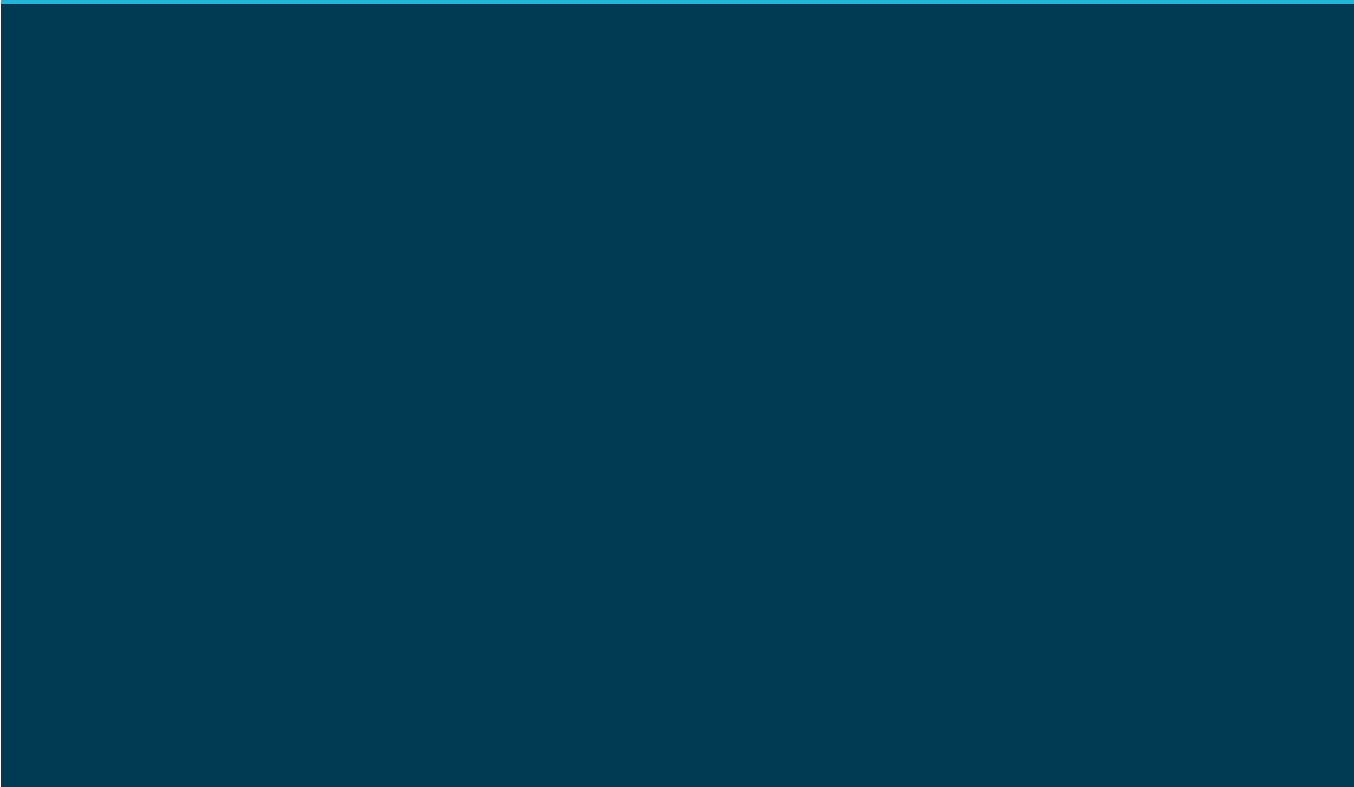
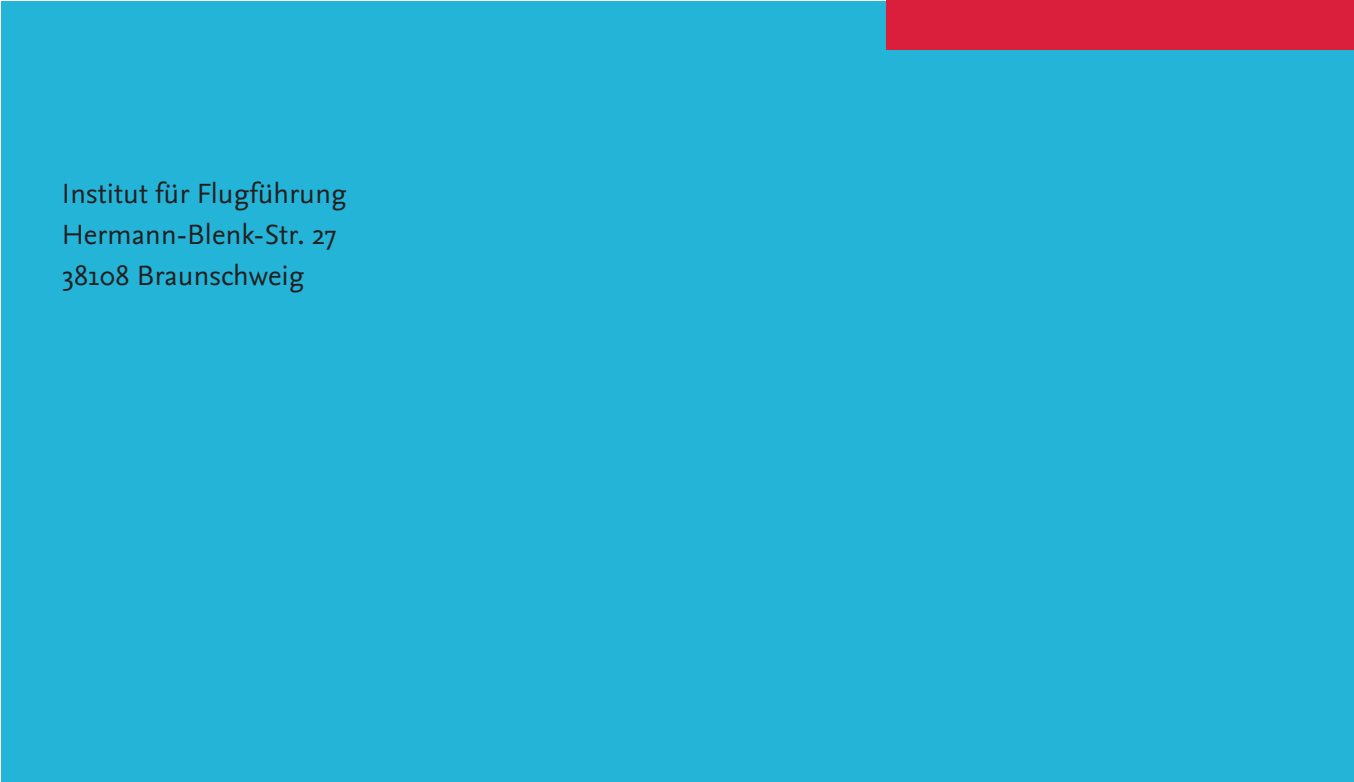
## Übungen

Dipl.-Ing. Vivian Angermann / Dipl.-Ing. Lutz Bretschneider

26. Oktober 2021



Institut für Flugführung  
Hermann-Blenk-Str. 27  
38108 Braunschweig



# Inhaltsverzeichnis

<b>1</b>	<b>Übung - Schwerpunktverschiebung</b>	<b>1</b>
1.1	Aufgabe: Momentengleichgewicht . . . . .	2
1.2	Aufgabe: Gesamtmoment . . . . .	2
1.3	Aufgabe: Trimmmasse . . . . .	2
<b>2</b>	<b>Übung - Differentialgleichungen</b>	<b>3</b>
2.1	Aufgabe: Aufstellen von Bewegungsgleichungen . . . . .	3
2.1 a)	Feder-Masse-Schwinger . . . . .	3
2.1 b)	Gekoppelte Federstäbe . . . . .	4
2.2	Aufgabe: Lösen linearer Differentialgleichungen mit $\mathcal{L}$ -Transformation . .	4
2.2 a)	Schwingungsgleichung . . . . .	4
2.2 b)	Gekoppeltes Pendel . . . . .	4
<b>3</b>	<b>Übung - Längsbewegung Teil I</b>	<b>6</b>
3.1	Begriffe und Zusammenhänge . . . . .	6
3.2	Aufgabe: Stationärer Zustand, $C_A = 0$ . . . . .	6
3.2 a)	Auftriebsanteile . . . . .	6
3.2 b)	Anstellwinkel . . . . .	7
3.3	Aufgabe: Größenskalierung . . . . .	7
3.3 a)	Vereinfachte Höhenleitwerksgröße . . . . .	7
3.3 b)	Höhenleitwerksgröße . . . . .	7
<b>4</b>	<b>Übung - Längsbewegung Teil II</b>	<b>8</b>
4.1	Begriffe und Zusammenhänge . . . . .	8
4.2	Aufgabe: Lastverschiebung . . . . .	8
4.2 a)	Schwerpunkt . . . . .	8
4.2 b)	Neutralpunkt . . . . .	9
4.2 c)	Momentenverlauf . . . . .	9
4.3	Aufgabe: Stationäre Längsbewegung . . . . .	9
4.3 a)	Ruderwinkel . . . . .	9
4.3 b)	Neutralpunkt . . . . .	9
<b>5</b>	<b>Übung - Längsbewegung Teil III</b>	<b>10</b>
5.1	Begriffe und Zusammenhänge . . . . .	10
5.2	Aufgabe: Loses Ruder . . . . .	10
5.2 a)	Neutralpunkt . . . . .	10
5.2 b)	Manöverpunkt . . . . .	10
5.2 c)	Höheneinfluss . . . . .	11

5.2 d)	Abfangkraft . . . . .	11
5.2 e)	Schwerpunkt . . . . .	11
<b>6</b>	<b>Übung - Dynamische Längsbewegung</b>	<b>12</b>
6.1	Aufgabe: Grundlagen . . . . .	12
6.1 a)	Zustands- & Stellgrößen . . . . .	12
6.1 b)	Anströmwinkeländerung . . . . .	12
6.1 c)	Freiheitsgrade . . . . .	12
6.1 d)	Näherungslösung . . . . .	12
6.2	Aufgabe: Dynamische Längsbewegung . . . . .	12
6.2 a)	Variation der Schwerpunktlage . . . . .	13
6.2 b)	Variation der Geschwindigkeit im Trimmzustand . . . . .	13
6.2 c)	Variation des Nullwiderstandes . . . . .	13
6.2 d)	Variation der Höhe . . . . .	13
<b>7</b>	<b>Übung - Seitenbewegung Teil I</b>	<b>14</b>
7.1	Begriffe und Zusammenhänge . . . . .	14
7.2	Aufgabe: Seitenwindlandung . . . . .	14
7.2 a)	Methode A: Stationärer Schiebeflug . . . . .	14
7.2 b)	Methode B: Vorhaltewinkel . . . . .	14
7.3	Aufgabe: Triebwerksausfall . . . . .	15
7.3 a)	Flug ohne Hängewinkel . . . . .	15
7.3 b)	Konstruktive Beeinflussung . . . . .	15
<b>8</b>	<b>Übung - Simulator</b>	<b>16</b>
8.1	Aufgabe Gruppe A: . . . . .	16
8.1 a)	A320 (15min) . . . . .	16
8.1 b)	DA42 (15min) . . . . .	16
8.2	Aufgabe Gruppe B: . . . . .	17
8.2 a)	DA42 (15min) . . . . .	17
8.2 b)	A320 (15min) . . . . .	17
8.3	Vorlage Phygoide . . . . .	18
<b>9</b>	<b>Übung - Seitenbewegung Teil II</b>	<b>19</b>
9.1	Aufgabe: Stationärer Kurvenflug . . . . .	19
9.1 a)	Kurvenflugparameter . . . . .	19
9.1 b)	Zusatzauftrieb . . . . .	19
9.1 c)	Zusatzauftrieb Schnellflug . . . . .	19
9.1 d)	Seitenruderausschlag . . . . .	19
<b>10</b>	<b>Übung - Dynamische Seitenbewegung</b>	<b>20</b>
10.1	Aufgabe: Rollbewegung . . . . .	20
10.1 a)	Bewegungsgleichung . . . . .	20

10.1 b) Antwortverhalten . . . . .	20
10.1 c) Periodische Störung . . . . .	20
10.2 Aufgabe: Stabilität . . . . .	20
10.2 a) Rollzeitkonstante . . . . .	21
10.2 b) Querruderausschlag . . . . .	21
10.2 c) Spiralstabilität . . . . .	21
10.2 d) Taumelschwingung . . . . .	21
<b>11 Lösungen</b>	<b>22</b>

# 1 Übung - Schwerpunktverschiebung

Während eines Fluges reduziert sich die Masse eines Verkehrsflugzeuges durch die Verbrennung einer großen Menge an Treibstoff. Aus der veränderten Massenverteilung resultiert eine veränderte Schwerpunktlage. Diese muss durch aerodynamische Maßnahmen bzw. Massetrimmung angepasst werden. Da aerodynamische Anpassungen mit einem Effizienzverlust verbunden sind, wird in Langstreckenflugzeugen, wie dem Airbus A340, die Schwerpunktlage durch zwei Fuel Control and Monitoring Computer (FCMC) überwacht und angepasst. Der optimale Schwerpunkt (Target CG, siehe Abb. 1.1) wird in Prozent der mittleren Flügeltiefe angegeben (%MAC).

Ein A340-300 wird für einen Flug von München (EDDM) nach Washington (KIAD) eingesetzt. Die Flugstrecke beträgt 6800 km und die Flugzeit ist voraussichtlich 8 h 50 min. Die geplante Abflugmasse beträgt 213422 kg. Darin eingeschlossen sind 55434 kg Treibstoff und 24988 kg Passagiere und Ladung. Nach dem Steigflug auf FL255 wird der Automatic Fuel Transfer (AFT) aktiviert. Anschließend steigt das Flugzeug weiter bis auf FL380 und erreicht den Punkt „Top Of Climb“ (TOC).

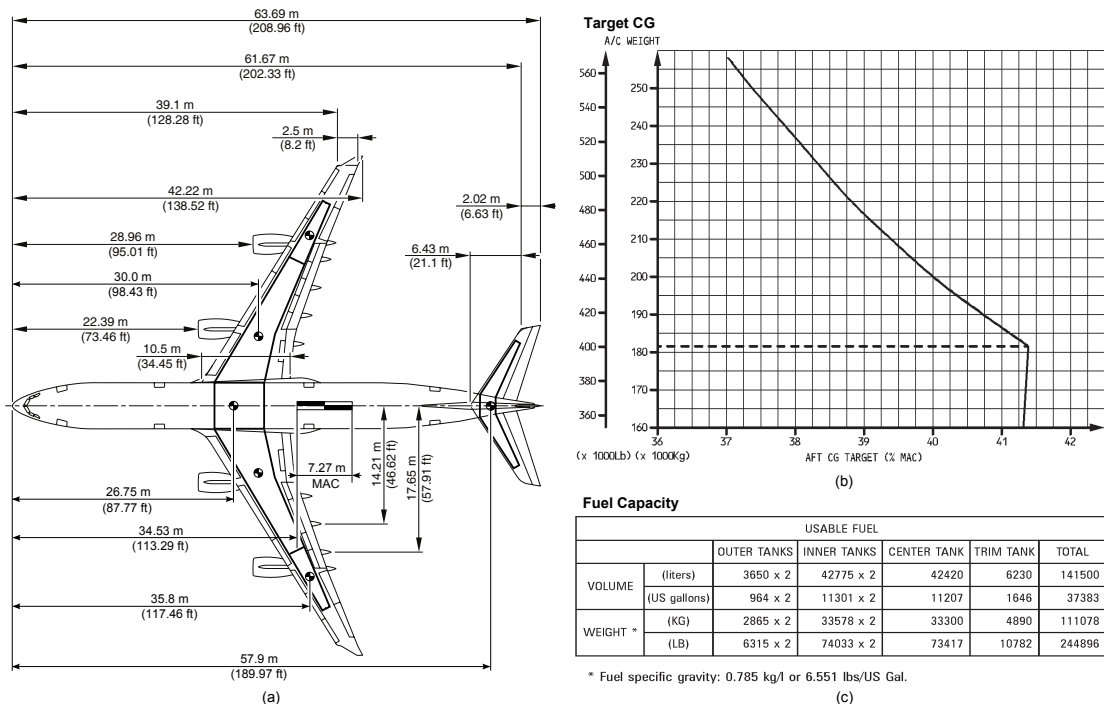


Abbildung 1.1: A340-300

## 1.1 Aufgabe: Momentengleichgewicht

Nach 7 h 35 min wird der AFT deaktiviert. In dem Moment sind der CENTER-Tank und der TRIM-Tank bereits entleert. In den beiden OUTER-Tanks befinden sich insgesamt 4500 kg, in den beiden INNER-Tanks insgesamt 8000 kg Kerosin. Bestimmen sie die optimale Schwerpunktlage  $|x_{cg}|$  in dieser Konfiguration und berechnen sie den Abstand zur Flugzeugnase in Flugzeuglängsrichtung  $|x_{FG}|$ , an dem die Gewichtskraft aus Summe von Struktur, Passagieren und Ladung angreift.

## 1.2 Aufgabe: Gesamtmoment

Wird der AFT aktiviert so benötigt das System einige Zeit um den optimalen Schwerpunkt einzuregeln. Am TOC beträgt die Treibstoffmasse 49500 kg. Kann das FCMC die optimale Schwerpunktlage hier schon einstellen?

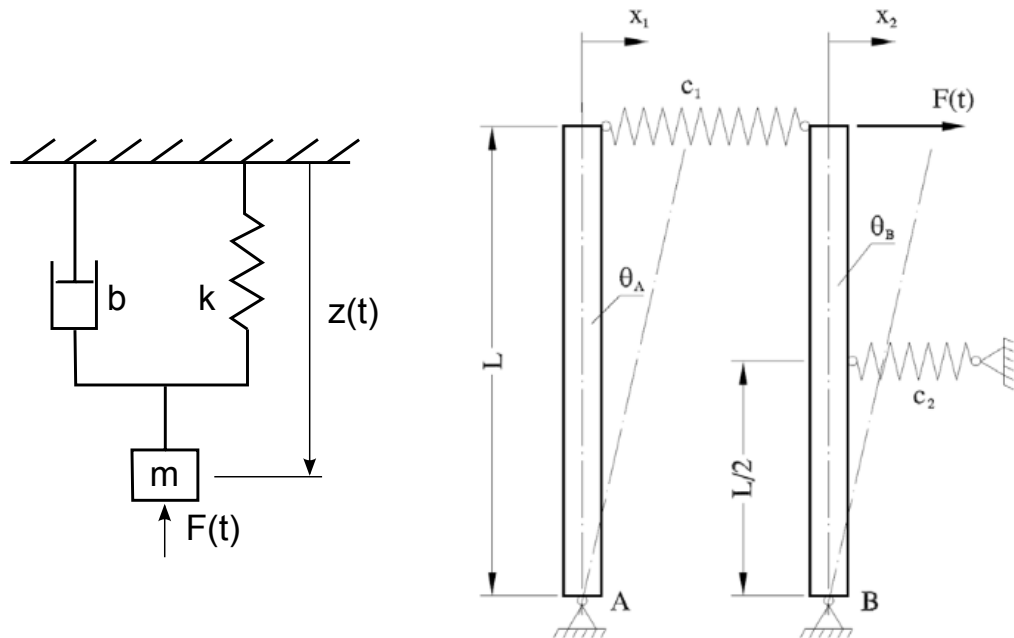
## 1.3 Aufgabe: Trimmmasse

Nach einer Flugzeit von 5h 44 min hat der A340-300 eine Treibstoffmasse von 20500 kg an Bord. Wieviel Treibstoff befinden sich im TRIM-Tank wenn die OUTER-Tanks noch voll gefüllt sind? Hinweis: Der CENTER-Tank ist leer.

## 2 Übung - Differentialgleichungen

Die nachfolgenden Übungsaufgaben sollen die mathematischen Grundlagen für die Beschreibung von dynamischen Bewegungen üben.

### 2.1 Aufgabe: Aufstellen von Bewegungsgleichungen



(a) Gedämpfter Feder-Masse-Schwinger

(b) Gekoppelte Federstäbe

Abbildung 2.1: Dynamische Systeme

#### 2.1 a) Feder-Masse-Schwinger

Stellen Sie die Bewegungsgleichung für den Feder-Masse-Schwinger (siehe Abbildung 2.1(a)) auf, wenn gilt:

$$F_{\text{Feder}} = k * z(t), \quad (2.1)$$

$$F_{\text{Dämpfer}} = b * \dot{z}(t), \quad (2.2)$$

$$F_{\text{Masse}} = m * \ddot{z}(t) \quad (2.3)$$



## 2.1 b) Gekoppelte Federstäbe

Für das in Abbildung 2.1(b) dargestellte System gelten folgenden Annahmen:

- die Änderungen der Winkel sind klein, d.h.  $\sin \phi \approx \phi$ ,  $\tan \phi \approx \phi$ ,  $\cos \phi \approx 1$ ,
- die Masse der Federstäbe sind zu vernachlässigen.

Zusätzlich gilt:

$$F_{\text{Feder}} = c * x(t), \quad (2.4)$$

$$\Theta * \ddot{\varphi} = F(t) * x(t) \quad (2.5)$$

Stellen Sie das Bewegungsgleichungssystem auf.

## 2.2 Aufgabe: Lösen linearer Differentialgleichungen mit $\mathcal{L}$ -Transformation

### 2.2 a) Schwingungsgleichung

Die in Aufgabe 2.1 hergeleitete Bewegungsgleichung für den Feder-Masse-Schwinger soll nun unter Annahme eine harmonisch-gedämpften Schwingung

$$\ddot{z}(t) + 2\delta\dot{z}(t) + \omega_0^2 z(t) = 0 \quad (2.6)$$

und mit Hilfe der  $\mathcal{L}$ -Transformation gelöst werden. Dabei ist die Erregerkraft  $F(t) = 0$ ,  $z(t=0) = z_0$  und  $\dot{z}(t=0) = v_0$ . Unterscheiden Sie die Fälle:  $\delta > \omega_0$ ,  $\delta = \omega_0$ ,  $\delta < \omega_0$ .

### 2.2 b) Gekoppeltes Pendel

Zwei identische Pendel mit der Masse =  $m$  und der Länge =  $l$  sind über eine Feder (Federkonstante =  $k$ ) am Ende gekoppelt. Bei kleinen Ausschlägen ( $x(t) \approx \sin(x(t))$ ,  $y(t) \approx \sin(y(t))$ ) der Pendel ergibt sich folgendes Differentialsystem mit den Annahmen:

$$\ddot{x}(t) = -\alpha x(t) - \beta(x(t) - y(t)), \alpha := \frac{g}{l}, \beta := \frac{k}{m}, \alpha \gg \beta > 0, \quad (2.7)$$

$$\ddot{y}(t) = -\alpha y(t) + \beta(x(t) - y(t)), \quad (2.8)$$

$$x(0) = 1, y(0) = 0, \dot{x}(0) = 0, \dot{y}(0) = 0 \quad (2.9)$$

Aufgabe ist es diese Bewegungsgleichungen mit der  $\mathcal{L}$ -Transformation zu lösen.

Anlage:  $\mathcal{L}$ -Transformationstabelle

#	$F(s)$	$f(t)$	#	$F(s)$	$f(t)$
1	$\frac{1}{s}$	1	11	$\frac{1}{s(s^2+a^2)}$	$\frac{1-\cos at}{a^2}$
2	$\frac{1}{s^2}$	$t$	12	$\frac{1}{(s+a)^2}$	$te^{-at}$
3	$\frac{1}{(s+a)}$	$e^{-at}$	13	$\frac{b}{(s+a)^2+b^2}$	$e^{-at} \sin bt$
4	$\frac{1}{(s+a)(s+b)}$	$\frac{e^{-at}-e^{-bt}}{(b-a)}$	14	$\frac{s+a}{(s+a)^2+b^2}$	$e^{-at} \cos bt$
5	$\frac{1}{(s^2+a^2)}$	$\frac{1}{a} \sin at$	15	$\frac{b}{(s+a)^2-b^2}$	$e^{-at} \sinh bt$
6	$\frac{s}{(s^2+a^2)}$	$\cos at$	16	$\frac{s+a}{(s+a)^2-b^2}$	$e^{-at} \cosh bt$
7	$\frac{1}{(s^2-a^2)}$	$\frac{1}{a} \sinh at$	17	$\frac{1}{(s^4-a^4)}$	$\frac{\sinh at - \sin at}{2a^3}$
8	$\frac{s}{(s^2-a^2)}$	$\cosh at$	18	$\frac{s}{(s^4+4a^4)}$	$\frac{\sin at \sinh at}{2a^2}$
9	$\frac{1}{(s+a)^3}$	$\frac{t^2}{2} e^{-at}$	19	$\frac{1}{(s^2+a^2)(s^2+b^2)}$	$\frac{a \sin bt - b \sin at}{ab(a^2-b^2)}$
10	$\frac{s}{(s+a)^3}$	$e^{-at} t(1 - \frac{a}{2}t)$	20	$\frac{s}{(s^2+a^2)(s^2+b^2)}$	$\frac{\cos bt - \cos at}{a^2-b^2}$

# 3 Übung - Längsbewegung Teil I

## 3.1 Begriffe und Zusammenhänge

Die folgenden Begriffe und Zusammenhänge sind gesucht:

- a) Wie ist der Gesamt-Auftriebsbeiwert definiert?
- b) Wie ist der Auftriebsanstieg des Höhenleitwerks lokal definiert?
- c) Wie ist der Auftriebsanstieg des Höhenleitwerks im Flugzeuggesamtsystem definiert?
- d) Wie ist der Auftriebsanstieg der Flügel-Rumpf-Kombination lokal definiert?
- e) Wie ist der Auftriebsanstieg der Flügel-Rumpf-Kombination im Flugzeuggesamtsystem definiert?
- f) Wie lautet die Gleichung für das Momentengleichgewicht aus den aerodynamischen Größen in dimensionsloser Schreibweise?
- g) Wie ist der Gesamt-Nullmomentenbeiwert definiert?
- h) Wie ist der Abwindwinkel definiert?
- i) Wie ist der Abwindgradient nach Prandtl definiert?
- j) Wie ist die Flügelstreckung definiert?
- k) Wie ist der effektive Anstellwinkel des Flugzeuggesamtsystems definiert?
- l) Wie ist das Flächenverhältnis Höhenruder-Flügel für die Stabilitätsgrenze definiert?

## 3.2 Aufgabe: Stationärer Zustand, $C_A = 0$

Für ein Flugzeug mit einer gewöhnlichen Drachenkonfiguration sind die folgenden Daten gegeben:

$$\begin{array}{ll} C_{m0} = 0,2 & \frac{S_H}{S} = 0,2 \\ (C_{A\alpha})_{FR} = 4,5 & \frac{\bar{q}_H}{\bar{q}} = 1,0 \\ (C_{m0})_{FR} = -0,05 & \frac{r_H^*}{l_\mu} = 2,5 \\ (C_{m0})_{FR_{Lande klappen}} = -0,25 & \end{array}$$

### 3.2 a) Auftriebsanteile

Wie groß sind die Auftriebsanteile für die Flügel-Rumpf-Kombination und das Höhenleitwerk, wenn sich das Flugzeug in einem stationären Zustand bei  $C_A = 0$  befindet? Unterscheiden Sie dabei den Fall ohne Landeklappen ( $(C_{m0})_{FR}$ ) und den Fall mit Landeklappen ( $(C_{m0})_{FR_{Lande klappen}}$ )

### 3.2 b) Anstellwinkel

Wie groß ist der Nullauftriebswinkel  $\alpha_{C_A=0}$ , wenn die Landeklappen ein- bzw. ausgefahren sind?

## 3.3 Aufgabe: Größenskalierung

Bei einem gegebenen Flugzeug soll das zulässige Gesamtgewicht erhöht werden. Zu diesem Zweck wird die Flügelfläche um  $\Delta S = 10\%$  vergrößert, und zwar durch eine Vergrößerung der Spannweite um ebenfalls  $\Delta b = 10\%$ . Es kann angenommen werden, dass das Verhältnis der Auftriebsanstiege von der Flügel-Rumpf-Kombination und Leitwerke sowie die entsprechenden Neutralpunkte unbeeinflusst sind. Außerdem ist der Staudruck am Höhenruder gleich dem am Flügel.

### 3.3 a) Vereinfachte Höhenleitwerksgröße

Um wie viel Prozent muss das Höhenleitwerk vergrößert werden, damit der Gesamt-Neutralpunkt unverändert an der Stabilitätsgrenze bleibt? Dabei soll angenommen werden, dass der Abwindgradient  $\frac{\partial \alpha_w}{\partial \alpha}$  am Ort des Höhenleitwerks von der Flügeländerung unbeeinflusst bleibt.

### 3.3 b) Höhenleitwerksgröße

Um wie viel Prozent muss das Höhenleitwerk vergrößert werden, wenn man die Abwindänderung am Ort des Höhenleitwerks berücksichtigt? Vor der Änderung beträgt der Abwindgradient  $\frac{\partial \alpha_w}{\partial \alpha} = 0,25$ .

# 4 Übung - Längsbewegung Teil II

## 4.1 Begriffe und Zusammenhänge

Die folgenden Begriffe und Zusammenhänge sind gesucht:

- Wie ist das vertikale Kräftegleichgewicht im Horizontalflug definiert?
- Wie berechnet sich der Schwerpunkt aus Einzellasten?
- Wie berechnet sich der Höhenruderwinkel bei einem festen Ruder?
- Wie ist der Momentenanstieg bei einem Höhenruderausschlag bezogen auf den Neutralpunkt definiert?
- Wie ist das Gesamt-Nickmoment definiert?
- Wie ist der Momentenanstieg  $\frac{\partial C_m}{\partial C_A}$  beschrieben?
- Wie wird der Rudergradient für das Höhenruder berechnet?

## 4.2 Aufgabe: Lastverschiebung

Ein Flugzeug mit den folgenden Daten (siehe Abbildung 4.1) fliegt in einer Höhe von  $h = 2000$  m mit einer Geschwindigkeit von  $V_1 = 403$  km/h. Nach der Verschiebung der Last  $G_{Last}$  um  $\Delta x_{Last} = 2$  m nach hinten, stellt sich eine neue Gleichgewichtsgeschwindigkeit von  $V_2 = 360$  km/h ein. Die Flughöhe bleibt unverändert.

### Daten:

$\rho_{h=2000m}$	$= 1.0 \text{ kg/m}^3$
$l_\mu$	$= 1.59 \text{ m}$
$S$	$= 25.81 \text{ m}^2$
$x_{LFZ}$	$= 5 \text{ m}$
$x_{Last}$	$= 8 \text{ m}$
$G_{LFZ}$	$= 21 \text{ kN}$
$G_{Last}$	$= 1 \text{ kN}$

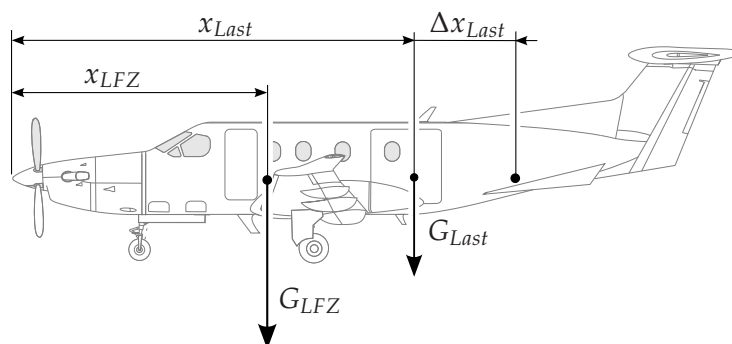


Abbildung 4.1: Lastverschiebung

### 4.2 a) Schwerpunkt

Wo liegt der Schwerpunkt vor und nach der Lastverschiebung? Die Gesamtgewichtskraft des Flugzeuges besteht aus der Summe der Gewichtskräfte:  $G_{Total} = G_{LFZ} + G_{Last}$ .

### 4.2 b) Neutralpunkt

Wo liegt der Neutralpunkt des Flugzeuges, wenn die Ruderausschläge unverändert bleiben?

### 4.2 c) Momentenverlauf

Wie ist der Momentenverlauf  $C_m(C_A)$  vor und nach der Verschiebung von  $G_{Last}$ ? Es wird hierbei eine im gesamten  $C_A$ -Bereich lineare Abhängigkeit  $C_m(C_A)$  vorausgesetzt.

## 4.3 Aufgabe: Stationäre Längsbewegung

Für ein Flugzeug sind folgende Daten gegeben:

$$\begin{array}{lll} C_{m\alpha} = -0,9 & C_{A\alpha} = 5,0 & \rho = 1.0 \text{ kg/m}^3 \\ \frac{m}{S} = 300 \text{ kg/m}^2 & C_{m\eta, NP} = -0,7 & \frac{\bar{q}_H}{\bar{q}} = 1,0 \end{array}$$

### 4.3 a) Ruderwinkel

Um wie viel Grad muss sich der Ruderwinkelausschlag ändern, damit der Pilot die stationäre Fluggeschwindigkeit von  $V_1 = 432 \text{ km/h}$  auf  $V_2 = 540 \text{ km/h}$  erhöhen kann?

### 4.3 b) Neutralpunkt

Wo liegt der Neutralpunkt relative zur mittleren Flügeltiefe, wenn für unterschiedliche Schwerpunktlagen

$$\begin{array}{l} x_{S_1} = 0,30 \cdot l_\mu, \\ x_{S_2} = 0,25 \cdot l_\mu \end{array}$$

die Rudergradienten

$$\begin{array}{l} \left( \frac{d\eta}{dV} \right)_1 = 0.085 \text{ rad/m/s}, \\ \left( \frac{d\eta}{dV} \right)_2 = 0.110 \text{ rad/m/s} \end{array}$$

gegeben sind?

Hinweis: Zwischen der Schwerpunktlage und dem Rudergradient kann ein linearer Zusammenhang angenommen werden!

# 5 Übung - Längsbewegung Teil III

## 5.1 Begriffe und Zusammenhänge

Die folgenden Begriffe und Zusammenhänge sind gesucht:

- a) Wie ist die normierte Masse definiert?
- b) Wie ist der Umrechnungsfaktor (Delta) für ein loses Höhenruder definiert?
- c) Wie ist die Neutralpunktverschiebung für ein loses Höhenruder definiert?
- d) Wie ist das Derivat für den Momentenanstieg  $\frac{\partial C_m}{\partial q}$  am Neutralpunkt für den Ausschlag eines losen Höhenruders definiert?
- e) Wie ist der Auftriebsanstieg für eine Anstellwinkeländerung mit einem losen Höhenruder definiert?
- f) Wie ist der Manöverpunkt definiert?
- g) Wie ist die Steuerkraft definiert?
- h) Wie ist die Steuerkraftkonstante  $K_F$  definiert?
- i) Wie wird die Abfanghandkraft in Abhängigkeit von dem Lastvielfachen beschrieben?

## 5.2 Aufgabe: Loses Ruder

Ein Flugzeug mit aerodynamischer Steuerung fliegt in Bodennähe ( $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$ ) stationär horizontal, wobei der Schwerpunkt 30 cm vor dem Neutralpunkt liegt. Für das Flugzeug gelten folgende Daten:

$$\begin{array}{ll} \frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha} = 0,25 & C_{r\alpha H} = -0,5 \\ \left( \frac{dF_H}{dn} \right)_{max} = 530 \text{ N} & C_{r\eta} = -0,8 \\ \frac{m}{S} = 400 \text{ kg/m}^2 & C_{A\alpha, l} = 3,6 \\ l_\mu = 2 \text{ m} & C_{mq, NP, l} = -11,0 \\ K_F = 0.5 \text{ m}^2 & C_{m\eta, NP} = -0,7 \end{array}$$

### 5.2 a) Neutralpunkt

Wie weit liegt der Neutralpunkt im Fall des losen Ruders hinter dem Schwerpunkt?

### 5.2 b) Manöverpunkt

Wie weit liegt der Manöverpunkt im Fall des losen Ruders hinter dem Schwerpunkt?

### 5.2 c) Höheneinfluss

Wie ändern sich qualitativ die unter 5.2 a) und 5.2 b) errechneten Werte mit zunehmender Flughöhe (Begründung)?

### 5.2 d) Abfangkraft

Wie groß ist die Abfangkraft  $\frac{dF_H}{dn}$  in Bodennähe.

### 5.2 e) Schwerpunkt

Bei welcher Schwerpunktlage wird der maximal zulässige Wert der Abfangkraft  $\left(\frac{dF_H}{dn}\right)_{max}$  überschritten?



# 6 Übung - Dynamische Längsbewegung

## 6.1 Aufgabe: Grundlagen

### 6.1 a) Zustands- & Stellgrößen

Betrachtet man die Längsbewegung unabhängig von der Seitenbewegung, von welchen Zustands- und Stellgrößen hängt die Längsbewegung ab?

### 6.1 b) Anströmwinkeländerung

Erklären und skizzieren Sie den zeitlichen Verlauf des Anströmwinkels am Flügel und am Leitwerk, wenn sich der Anstellwinkel aufgrund einer Störung ändert. Welche zwei Effekte sind zu beobachten?

### 6.1 c) Freiheitsgrade

Wodurch wird die Anstellwinkelschwingung charakterisiert? Wodurch die Phygoide?

### 6.1 d) Näherungslösung

Wie lautet die Näherungslösung für eine Anstellwinkelschwingung und für eine Phygoide?

## 6.2 Aufgabe: Dynamische Längsbewegung

Wie ändern sich die Wurzeln der Anstellwinkelbewegung und der Phygoide für ein Flugzeug mit den unten angegebenen Daten bei der Veränderung der in den Punkten 6.2 a), 6.2 b), 6.2 c), 6.2 d) angesprochenen Variablen? Es ist von den Näherungslösungen für Bahn-

und Anstellwinkelbewegung auszugehen, wobei  $C_{AV} = C_{WV} = C_{mV} = 0$  ist.

$$\begin{array}{lll}
 m = 1200 \text{ kg} & S = 16 \text{ m}^2 & l_\mu = 1.5 \text{ m} \\
 i_y = 1.25 \text{ m} & V = 50 \text{ m/s} & \rho = 1.225 \text{ kg/m}^3 \\
 n_v = -0,5 & C_{A\alpha} = 4,6 & C_{AH\alpha H} = 4,0 \\
 C_{mq} = -4,7 & C_{m\dot{\alpha}} = -2,0 & C_{m\alpha} = -0,89 \\
 C_W = C_{W0} + kC_A^2 & k = 0,044 & C_{W0} = 0,027 \\
 \frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha} = 0,25 & \frac{S_H}{S} = 0,25 & \frac{\bar{q}_H}{\bar{q}} = 1,0 \\
 \frac{r_H^*}{l_\mu} = 2,5 & & 
 \end{array}$$

## 6.2 a) Variation der Schwerpunktlage

Wie verhält sich das gegebene Flugzeug bei einer Verschiebung der Schwerpunktlage im Bezug auf die Anstellwinkelschwingung und die Phygoide? Zeichnen und diskutieren Sie die Näherungslösung im Bildbereich von

$$0.1 \leq \frac{x_S - x_{FR}}{l_\mu} \leq 2.7.$$

## 6.2 b) Variation der Geschwindigkeit im Trimmzustand

Wie verhält sich das gegebene Flugzeug bei einer Änderung der Trimmgeschwindigkeit im Bezug auf die Anstellwinkelschwingung und die Phygoide? Zeichnen und diskutieren Sie die Näherungslösung im Bildbereich von

$$40 \text{ m/s} \leq V_{TR} \leq 150 \text{ m/s}.$$

## 6.2 c) Variation des Nullwiderstandes

Wie verhält sich das gegebene Flugzeug bei einer Änderung des Nullwiderstandes im Bezug auf die Anstellwinkelschwingung und die Phygoide? Zeichnen und diskutieren Sie die Näherungslösung im Bildbereich von

$$0.01 \leq C_{W0} \leq 0.6.$$

## 6.2 d) Variation der Höhe

Wie verhält sich das gegebene Flugzeug bei einer Änderung der Flughöhe im Bezug auf die Anstellwinkelschwingung und die Phygoide? Zeichnen und diskutieren Sie die Näherungslösung im Bildbereich von

$$\begin{array}{l}
 0 \text{ m} \leq H \leq 11\,000 \text{ m, bzw.} \\
 1.225 \text{ kg/m}^3 \leq \rho \leq 0.364 \text{ kg/m}^3.
 \end{array}$$

# 7 Übung - Seitenbewegung Teil I

## 7.1 Begriffe und Zusammenhänge

Die folgenden Begriffe und Zusammenhänge sind gesucht:

- a) Wie wird der Beiwert für die Seitenkraft, das Roll- und das Giermoment bezeichnet?
- b) Wie wird der Quer- und Seitenruderausschlag bezeichnet?
- c) Wie ist der Schiebewinkel definiert?
- d) Wie lautet das Gleichungssystem für den stationären Schiebeflug (für kleine Hängewinkel)?

## 7.2 Aufgabe: Seitenwindlandung

Zur Aussteuerung eines senkrecht zur Landebahnrichtung vorhandenen Seitenwindes werden die folgenden beiden Verfahren 7.2 a) und 7.2 b) praktiziert. Welche Quer- und Seitenruderwinkel muss der Pilot bei der Methode 7.2 a) und 7.2 b) steuern?

Die Anfluggeschwindigkeit beträgt  $V = 70 \text{ m/s}$ , wobei der Seitenwind mit  $V_W = 10 \text{ m/s}$  von rechts wirkt. Die Derivativa für den Flug sind wie folgt:

$$\begin{array}{lll} C_{l\beta} = -0,1 & C_{l\zeta} = 0 & C_{l\bar{\zeta}} = -0,2 \\ C_{n\beta} = 0,3 & C_{n\zeta} = -0,3 & C_{n\bar{\zeta}} = 0 \end{array}$$

### 7.2 a) Methode A: Stationärer Schiebeflug

Der Pilot fliegt mit einem Schiebewinkel  $\beta$  gegenüber der Luft und gleicht die dadurch verursachte Schiebe-Seitenkraft durch einen entsprechenden Hängewinkel aus. Dabei zeigt die Flugzeuglängsachse sowie der Geschwindigkeitsvektor in Richtung der Landebahn. (Dieser Fall entspricht dem stationären Schiebeflug).

### 7.2 b) Methode B: Vorhaltewinkel

Die Flugzeuglängsachse weist einen Winkel gegenüber der Landebahnrichtung auf, der sich entsprechend der Geschwindigkeit  $V$  des Flugzeuges gegenüber der Luft sowie der Windgeschwindigkeit  $V_W$  einstellt. Der Geschwindigkeitsvektor gegenüber der Erde fällt mit der Landebahnrichtung zusammen. Maßgebend für die aerodynamischen Kräfte und Momente ist bei dieser Methode, dass der Schiebewinkel  $\beta = 0$  ist.

## 7.3 Aufgabe: Triebwerksausfall

Ein Flugzeug mit vier Triebwerken und einer Spannweite von  $b = 40$  m ist nach dem Ausfall des rechten Außentriebswerkes ( $y_F = 12$  m) in einen stationären Flugzustand übergegangen. Dabei beträgt der Gesamtwiderstandsbeiwert  $C_W = 0,035$ . Für die Aufgabe sind die folgenden Daten gegeben:

$C_{Y\beta} = -0,5$	$C_{Y\zeta} = 0,12$	$C_{Y\zeta} = 0$
$C_{l\beta} = -0,3$	$C_{l\zeta} = 0$	$C_{l\zeta} = -0,2$
$C_{n\beta} = 0,4$	$C_{n\zeta} = -0,15$	$C_{n\zeta} = 0$

### 7.3 a) Flug ohne Hängewinkel

Welcher Seitenruderausschlag ist nötig um den Flug ohne Hängewinkel  $\Phi$  fortzusetzen? Und wie groß ist dabei der Schiebewinkel  $\beta$ ?

### 7.3 b) Konstruktive Beeinflussung

Welches  $\beta$ -Derivativ müsste geändert werden, damit der obige Flug ohne Querruderausschlag durchgeführt werden kann? Wie groß müsste dieses Derivativ sein und durch welche konstruktive Maßnahme ließe sich dies am einfachsten erreichen?

# 8 Übung - Simulator

## 8.1 Aufgabe Gruppe A:

### 8.1 a) A320 (15min)

1. Einnehmen des stabilisierten Ausgangspunktes in FL100, Kurs  $90^\circ$  mit einer Geschwindigkeit von 250 kt.
2. Phygoide einleiten (Flight Path Angle ca.  $10^\circ$ ) und Maximum, Null-Durchgang und Minimum zeitlich und in Werten notieren.
3. Flugzeug stabilisieren und eine Geschwindigkeit von 200 kt einnehmen.
4. Klappen in Stellung 2 bringen und Reaktion beobachten.
5. Flugzeug stabilisieren.
6. Gieren nur mit Seitenruder und Rollen nur mit Querruder umsetzen und Reaktion beobachten.
7. Optional: Flugzeug stabilisieren.
8. Optional: Triebwerksausfall rechts und Kurs halten mit Schiebewinkel und Schiebefrei.

### 8.1 b) DA42 (15min)

1. Einnehmen des stabilisierten Ausgangspunktes in einer Höhe von 5000 ft, Kurs  $270^\circ$  mit einer Geschwindigkeit von 100 kt.
2. Phygoide einleiten (Flight Path Angle ca.  $15^\circ$ ) und Maximum, Null-Durchgang und Minimum Zeitlich und in Werten notieren.
3. Flugzeug stabilisieren und eine Höhe von 5000 ft, Kurs  $270^\circ$  und eine Geschwindigkeit von 130 kt einnehmen.
4. Phygoide einleiten (Flight Path Angle ca.  $15^\circ$ ) und Maximum, Null-Durchgang und Minimum zeitlich und in Werten notieren.
5. Flugzeug stabilisieren.
6. Eine koordinierte Rechts- und Links-Kurve mit überleiten fliegen.
7. Flugzeug stabilisieren.

## 8.2 Aufgabe Gruppe B:

### 8.2 a) DA42 (15min)

1. Einnehmen des stabilisierten Ausgangspunktes in einer Höhe von 5000 ft, Kurs 270° mit einer Geschwindigkeit von 100 kt.
2. Phygoide einleiten (Flight Path Angle ca. 15°) und Maximum, Null-Durchgang und Minimum zeitlich und in Werten notieren.
3. Flugzeug stabilisieren und eine Höhe von 5000 ft, Kurs 270° und eine Geschwindigkeit von 100 kt einnehmen.
4. Klappen in Stellung 1 bringen.
5. Flugzeug stabilisieren.
6. Phygoide einleiten (Flight Path Angle ca. 15°) und Maximum, Null-Durchgang und Minimum zeitlich und in Werten notieren.
7. Flugzeug stabilisieren.
8. Motor-Rechts ausschalten und Kurs halten mit Schiebewinkel und Schiebefrei.

### 8.2 b) A320 (15min)

1. Einnehmen des stabilisierten Ausgangspunktes in FL100, Kurs 90° mit einer Geschwindigkeit von 200 kt.
2. Phygoide einleiten (Flight Path Angle ca. 10°) und Maximum, Null-Durchgang und Minimum zeitlich und in Werten notieren.
3. Flugzeug stabilisieren und eine Geschwindigkeit von 200 kt einnehmen.
4. Klappen in Stellung 2 bringen und Reaktion beobachten.
5. Flugzeug stabilisieren.
6. Gieren nur mit Seitenruder und Rollen nur mit Querruder umsetzen und Reaktion beobachten.
7. Optional: Flugzeug stabilisieren.
8. Optional: Triebwerksausfall rechts und Kurs halten mit Schiebewinkel und Schiebefrei.

### 8.3 Vorlage Phygoide

Zeit	Fluglagewinkel	
	0°	
	0°	
	0°	
	0°	

Tabelle 8.1: Phygoide Flugzeug: \_\_\_\_\_, Geschwindigkeit: \_\_\_\_\_ kt, Klappenstellung: \_\_\_\_

Zeit	Fluglagewinkel	
	0°	
	0°	
	0°	
	0°	

Tabelle 8.2: Phygoide Flugzeug: \_\_\_\_\_, Geschwindigkeit: \_\_\_\_\_ kt, Klappenstellung: \_\_\_\_

# 9 Übung - Seitenbewegung Teil II

## 9.1 Aufgabe: Stationärer Kurvenflug

Ein Flugzeug führt einen stationären, schiebefreien und horizontalen Kurvenflug in Bodennähe mit dem Lastvielfachen  $n = 2$  bei  $Ma = 0,25$  durch. Die dazugehörigen Daten sind die Folgenden:

$C_{Y\beta} = -0,7$	$C_{Y\zeta} = 0,12$	$C_{Y\zeta} = C_{Yr} = C_{n\zeta} = 0$
$C_{n\beta} = 0,24$	$C_{n\zeta} = -0,15$	$C_{nr} = -0,5$
$C_{m\alpha} = -0,3$	$C_{mq} = -1,2$	$C_{m\eta, NP} = -0,55$
$\frac{m}{S} = 350 \text{ kg/m}^2$	$l_{\mu} = 4.9 \text{ m}$	$s = 5.9 \text{ m}$
$C_{A\alpha} = 3,2$	$C_{Aq} = 0$	$a = 340.29 \text{ m/s}$
$\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$	$g = 9.81 \text{ m/s}^2$	

### 9.1 a) Kurvenflugparameter

Wie groß ist der Hängewinkel  $\phi$  und der Kurvenradius  $r_K$  bei diesem Flug?

### 9.1 b) Zusatzauftrieb

Wie groß ist der gegenüber dem stationären Horizontalflug erforderliche Zusatzhöhenruderausschlag  $\Delta\eta$ ?

### 9.1 c) Zusatzauftrieb Schnellflug

Wie groß ist der erforderliche Zusatzhöhenruderausschlag  $\Delta\eta$  im Schnellflug bei  $Ma = 0,6$  bei gleichem Lastvielfachen  $n = 2$ ?

### 9.1 d) Seitenruderausschlag

Begründen Sie anschaulich, weshalb zur Durchführung des Kurvenfluges auch ein Seitenruderausschlag erforderlich ist. Wie groß ist dieser Seitenruderausschlag bei einer Rechtskurve mit  $Ma = 0,25$ ?



# 10 Übung - Dynamische Seitenbewegung

## 10.1 Aufgabe: Rollbewegung

Die Rollbewegung kann vereinfacht als eine Einfreiheitsgradbewegung dargestellt werden.

### 10.1 a) Bewegungsgleichung

Wie lautet die Bewegungsgleichung? Vergleichen Sie die Koeffizienten mit denen eines Systems 1. Ordnung.

### 10.1 b) Antwortverhalten

Es soll der Verlauf der Ausgangsgrößen nach Eingabe einer sprungförmigen Störung skizziert werden.

### 10.1 c) Periodische Störung

Wie verhält sich das Flugzeug bei periodischen Störungen durch das Querruder  $\xi(t) = \xi_0 \cos(\nu t)$  nachdem der Einschwingvorgang beendet ist?

## 10.2 Aufgabe: Stabilität

Für das Flugzeug Do 27 soll die Stabilität der Seitenbewegung untersucht werden. Der Referenzzustand ist der horizontale und schiebefreie Geradeausflug (Reiseflug). Die folgenden Daten sind gegeben:

$C_{Y\beta} = -0,4$	$C_{Yp} = 0$	$C_{Yr} = 0$	
$C_{n\beta} = 0,155$	$C_{np} = -0,142$	$C_{nr} = -0,288$	
$C_{l\beta} = -0,09$	$C_{lp} = -1,53$	$C_{lr} = 0,464$	
$C_{l\xi} = -0,05$	$m = 1850 \text{ kg}$	$s = 6 \text{ m}$	
$S = 19,4 \text{ m}^2$	$H = 2000 \text{ m}$	$\rho = 1.00649 \text{ kg/m}^3$	$V_{TR} = 50 \text{ m/s}$
$I_X = 4000 \text{ kgm}^2$	$I_Z = 4700 \text{ kgm}^2$	$I_{XZ} = 0 \text{ kgm}^2$	

### 10.2 a) Rollzeitkonstante

Bestimmen Sie die Rollzeitkonstante für den vereinfachten Betrachtungsfall der Einfreiheitsgradbewegung.

### 10.2 b) Querruderausschlag

Welchem stationären Endwert nähert sich die Rollgeschwindigkeit bei einem Querrudersprung von  $\Delta\zeta = 2^\circ$  an? Skizzieren Sie die Zeitantwort.

### 10.2 c) Spiralstabilität

Bestimmen Sie den Eigenwert der Spirale aus der Näherungslösung. Durch welche konstruktive Maßnahme lässt sich die Spirale stabilisieren?

### 10.2 d) Taumelschwingung

Berechnen Sie mittels Näherungslösung den Dämpfungswinkel und die Frequenz des ungedämpften Systems während einer Taumel- bzw. Roll-Gier-Schwingung.

### Anlage: $\mathcal{L}$ -Transformationstabelle

#	$F(s)$	$f(t)$	#	$F(s)$	$f(t)$
1	$\frac{1}{s}$	1	11	$\frac{1}{s(s^2+a^2)}$	$\frac{1-\cos at}{a^2}$
2	$\frac{1}{s^2}$	$t$	12	$\frac{1}{(s+a)^2}$	$te^{-at}$
3	$\frac{1}{(s+a)}$	$e^{-at}$	13	$\frac{b}{(s+a)^2+b^2}$	$e^{-at} \sin bt$
4	$\frac{1}{(s+a)(s+b)}$	$\frac{e^{-at}-e^{-bt}}{(b-a)}$	14	$\frac{s+a}{(s+a)^2+b^2}$	$e^{-at} \cos bt$
5	$\frac{1}{(s^2+a^2)}$	$\frac{1}{a} \sin at$	15	$\frac{b}{(s+a)^2-b^2}$	$e^{-at} \sinh bt$
6	$\frac{s}{(s^2+a^2)}$	$\cos at$	16	$\frac{s+a}{(s+a)^2-b^2}$	$e^{-at} \cosh bt$
7	$\frac{1}{(s^2-a^2)}$	$\frac{1}{a} \sinh at$	17	$\frac{1}{(s^4-a^4)}$	$\frac{\sinh at - \sin at}{2a^3}$
8	$\frac{s}{(s^2-a^2)}$	$\cosh at$	18	$\frac{s}{(s^4+4a^4)}$	$\frac{\sin at \sinh at}{2a^2}$
9	$\frac{1}{(s+a)^3}$	$\frac{t^2}{2} e^{-at}$	19	$\frac{1}{(s^2+a^2)(s^2+b^2)}$	$\frac{a \sin bt - b \sin at}{ab(a^2-b^2)}$
10	$\frac{s}{(s+a)^3}$	$e^{-at} t(1 - \frac{a}{2}t)$	20	$\frac{s}{(s^2+a^2)(s^2+b^2)}$	$\frac{\cos bt - \cos at}{a^2-b^2}$

# 11 Lösungen

**Lösung:1.1:**  $|x_{cg}| = 37,53 \text{ m}$  ,  $|x_{FG}| = 37,96 \text{ m}$

**Lösung:1.2:** Nein, da  $M < 0$

**Lösung:1.3:**  $m_T = 1971 \text{ kg}$

**Lösung 2.1 a):**

$$\frac{F(t)}{m} = \ddot{z}(t) + \frac{b}{m}\dot{z}(t) + \frac{k}{m}z(t)$$

**Lösung 2.1 b):**

$$\begin{aligned}\frac{\Theta_A}{L^2}\ddot{x}_1(t) + c_1x_1(t) - c_1x_2(t) &= 0 \\ \frac{\Theta_B}{L^2}\ddot{x}_2(t) - c_1x_1(t) + (c_1 + \frac{c_2}{4})x_2(t) &= 0\end{aligned}$$

**Lösung 2.2 a):**

$$\begin{aligned}\delta > \omega : z(t) &= \frac{v_0 + \delta z_0}{\omega_e} e^{-\delta t} \sinh \omega_e t + z_0 e^{-\delta t} \cosh \omega_e t \\ \delta = \omega : z(t) &= (v_0 + \delta z_0) t e^{-\delta t} + z_0 e^{-\delta t} \\ \delta < \omega : z(t) &= \frac{v_0 + \delta z_0}{\omega_e} e^{-\delta t} \sin \omega_e t + z_0 e^{-\delta t} \cos \omega_e t\end{aligned}$$

**Lösung 2.2 b):**

$$\begin{aligned}x(t) &= \frac{1}{2}(\cos \sqrt{\alpha} t + \cos \sqrt{\alpha + 2\beta} t) \\ y(t) &= \frac{1}{2}(\cos \sqrt{\alpha} t - \cos \sqrt{\alpha + 2\beta} t)\end{aligned}$$

**Lösung 3.1:**

$$\text{a)} \quad C_A = (C_A)_{FR} + (C_A)_H \quad (3.37)$$

$$\text{b)} \quad C_{AH\alpha H} = \frac{\partial C_{AH}}{\partial \alpha_H} \quad (3.41)$$

$$\text{c)} \quad (C_{A\alpha})_H = C_{AH\alpha H} \left(1 - \frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha}\right) \frac{\bar{q}_H}{\bar{q}} \frac{S_H}{S} \quad (3.45)$$

$$\text{d)} \quad C_{A\alpha FR} = \frac{\partial C_{AFR}}{\partial \alpha}$$

$$\text{e)} \quad (C_{A\alpha})_{FR} = C_{A\alpha FR}$$

$$\text{f)} \quad 0 = (C_{m0})_{FR} - \frac{(r_H^*)}{l_\mu} \frac{\bar{q}_H}{\bar{q}} \frac{S_H}{S} C_{AH} + \frac{x_S - x_{FR}}{l_\mu} (C_A)_{FR} \quad (3.19)$$

$$\text{g)} \quad C_{m0} = (C_{m0})_{FR} - \frac{r_H^*}{l_\mu} (C_A)_{H, C_A=0} \quad (3.64)$$

$$\text{h)} \quad \alpha_W = \alpha_{W0} + \frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha} \alpha \quad (3.28)$$

$$\text{i)} \quad \frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha} = \frac{4}{\Lambda + 2} \quad (3.33)$$

$$\text{j)} \quad \Lambda = \frac{b^2}{S} \quad (3.34)$$

$$\text{k)} \quad \alpha_{eff} = \alpha - \alpha_{C_A=0} \quad (3.53)$$

$$\text{l)} \quad \frac{S_H}{S} = \frac{\frac{(C_{A\alpha})_{FR}}{C_{AH\alpha H}}}{\left(1 - \frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha}\right) \frac{\bar{q}_H}{\bar{q}}} \frac{\frac{x_N - x_{FR}}{r_H^*}}{1 - \frac{x_N - x_{FR}}{r_H^*}} \quad (3.73)$$

**Lösung 3.2 a):**

$$(C_A)_{FR} = 0, 1 \quad (11.1)$$

$$(C_A)_H = -0, 1 \quad (11.2)$$

$$(C_A)_{FR_{Lande klappen}} = 0, 18 \quad (11.3)$$

$$(C_A)_{H_{Lande klappen}} = -0, 18 \quad (11.4)$$

**Lösung 3.2 b):**

$$\alpha_{C_A=0} = 1, 27^\circ \quad (11.5)$$

$$\alpha_{C_A=0_{Lande klappen}} = 2, 29^\circ \quad (11.6)$$

**Lösung 3.3 a):**  $\Delta S_H = 10\%$

**Lösung 3.3 b):**  $\Delta S_H = 7, 14\%$

**Lösung 4.1:**

$$\begin{aligned}
\text{a)} \quad & A = G, \\
& \bar{q}SC_A = mg \\
\text{b)} \quad & x_S = \frac{\sum G_i \cdot x_{Si}}{\sum G_i} \\
\text{c)} \quad & \eta = -\frac{C_{m0,\eta=0}}{C_{m\eta,NP}} + \frac{C_A}{C_{m\eta,NP}} \frac{x_N - x_S}{l_\mu} \quad (4.11) \\
\text{d)} \quad & C_{m\eta,NP} = -\frac{r_{HN}}{l_\mu} \frac{\bar{q}_H}{\bar{q}} \frac{S_H}{S} C_{AH\alpha H} \frac{\partial \alpha_H}{\partial \eta} \quad (4.8) \\
\text{e)} \quad & C_m = C_{m0} + \frac{\partial C_m}{\partial \alpha} \alpha_{eff} \quad (3.62) \\
\text{f)} \quad & \frac{\partial C_m}{\partial C_A} = -\frac{x_N - x_S}{l_\mu} \quad (3.69) \\
\text{g)} \quad & \frac{d\eta}{dV} = -\frac{x_N - x_S}{l_\mu} \frac{4 \frac{mg}{S}}{C_{m\eta,NP} \cdot \rho \cdot V^3} \quad (4.13)
\end{aligned}$$

**Lösung 4.2 a):**  $x_{S1} = 5.136 \text{ m}$ ,  $x_{S2} = 5.227 \text{ m}$ **Lösung 4.2 b):**  $x_N = 5.59 \text{ m}$ **Lösung 4.2 c):**  $C_{m1} = 0,038896 - 0,286C_A$ ,  $C_{m2} = 0,03893 - 0,229C_A$ **Lösung 4.3 a):**  $\Delta\eta = 2,17^\circ$ **Lösung 4.3 b):**  $\frac{x_N}{l_\mu} = 0,47$ **Lösung 5.1:**

$$\begin{aligned}
\text{a)} \quad & \mu = \frac{2m}{\rho S l_\mu} \quad (4.56) \\
\text{b)} \quad & \delta_l = 1 - \frac{\partial \alpha_H}{\partial \eta} \frac{C_{r\alpha H}}{C_{r\eta}} \quad (4.22) \\
\text{c)} \quad & \frac{x_N - x_{N,l}}{l_\mu} = -\left(1 - \frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha}\right) \frac{C_{r\alpha H}}{C_{r\eta}} \frac{C_{m\eta,NP}}{C_{A\alpha,l}} \quad (4.32) \\
\text{d)} \quad & C_{mq,NP,l} = C_{mq,NP,FR} - \delta_l C_{AH\alpha H} \frac{r_H}{l_\mu} \frac{\bar{q}_H}{\bar{q}} \frac{S_H}{S} \frac{r_H^*}{l_\mu} \frac{(C_{A\alpha})_{FR}}{C_{A\alpha,l}} \quad (4.67) \\
\text{e)} \quad & C_{A\alpha,l} = (C_{A\alpha})_{FR} + \delta_l \left(1 - \frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha}\right) \frac{\bar{q}_H}{\bar{q}} \frac{S_H}{S} C_{AH\alpha H} \quad (4.24) \\
\text{f)} \quad & x_{M,l} = x_{N,l} - \frac{C_{mq,NP,l}}{\mu} \cdot l_\mu \quad (4.66) \\
\text{g)} \quad & F_H = -K_F \left( C_{m0,l} \cdot \frac{\rho}{2} V^2 - \frac{mg}{S} \frac{x_{N,l} - x_S}{l_\mu} \right) \quad (4.79) \\
\text{h)} \quad & K_F = K_{\ddot{U}} S_R l_r \cdot \frac{\bar{q}_H}{\bar{q}} \frac{C_{r\eta}}{C_{m\eta,NP}} \frac{C_{A\alpha,l}}{C_{A\alpha}} \quad (4.78) \\
\text{i)} \quad & \frac{dF_H}{dn} = K_F \frac{mg}{S} \cdot \frac{x_{M,l} - x_S}{l_\mu} \quad (4.87)
\end{aligned}$$

**Lösung 5.2 a):**  $\Delta x_l = 0.1177 \text{ m}$

**Lösung 5.2 b):**  $\Delta x_{M,l} = 0.185 \text{ m}$

**Lösung 5.2 c):**  $\Delta x_{N,l} \neq f(\rho), \Delta x_{M,l} = \Delta x_{N,l} + K * \rho$ , d.h. wenn  $H \uparrow, \rho \downarrow, \Delta x_{M,l} \downarrow$

**Lösung 5.2 d):**  $\frac{dF_H}{dn} = 181.485 \text{ N}$

**Lösung 5.2 e):**  $\Delta x_{M,l_{max}} = 0.54 \text{ m}$

**Lösung 6.1 a):**

Stellgrößen: Ruderwinkel, Schubhebelstellung

Zustandsgrößen: Anstellwinkel, Nickgeschwindigkeit, Fluggeschwindigkeit

**Lösung 6.1 b):**

Effekt 1: Trägheit verzögerter Strömungsaufbau an der Fläche

Effekt 2: Totzeit bis geänderter Abwindwinkel am Leitwerk ankommt.

**Lösung 6.1 c):**

Anstellwinkelschwingung: Anstellwinkel und Längslagewinkel ändern sich, Geschwindigkeit konstant

Phygoide: Geschwindigkeit und Bahnwinkel ändern sich, Anstellwinkel bleibt konstant

**Lösung 6.1 d):**

Anstellwinkelschwingung:

$$\sigma_\alpha = -\frac{V_{Tr}}{2\mu l_\mu} \left[ C_{A\alpha} - \left( \frac{l_\mu}{i_y} \right)^2 (C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}) \right] \quad (5.69)$$

$$\omega_{0\alpha}^2 = -\left( \frac{V_{Tr}}{i_y} \right)^2 \frac{C_{A\alpha}}{\mu} \left[ \frac{\partial C_m}{\partial C_A} + \frac{C_{mq}}{\mu} \right] \quad (5.70)$$

Phygoide:

$$\sigma_P = \sigma_{P0} + k \frac{g}{V_{Tr}} \frac{C_{mV}}{\frac{\partial C_m}{\partial C_A}} \quad (5.75)$$

$$\text{bei } C_{mV} = 0 : \quad \sigma_{P0} = -\left( 1 + \frac{C_{WV}}{2C_{WTr}} - \frac{n_V}{2} \right) \frac{C_{WTr}}{C_{ATr}} \frac{g}{V_{Tr}} \quad (5.77)$$

$$\omega_{0P}^2 = \omega_{0P0}^2 \left[ 1 - \frac{C_{mV}}{C_{ATr} \frac{\partial C_m}{\partial C_A}} \right] \quad (5.74)$$

$$\text{bei } C_{mV} = 0 : \quad \omega_{0P0} = \sqrt{2} \frac{g}{V_{Tr}} \quad (5.76)$$

**Lösung 6.2 a):**

Anstellwinkelschwingung:

$$\sigma_\alpha = -0.294 \text{ 1/s} \left( \frac{x_S - x_{FR}}{l_\mu} \right)^2 + 1.99 \text{ 1/s} \left( \frac{x_S - x_{FR}}{l_\mu} \right) - 3.24 \text{ 1/s}$$

$$\omega_{0\alpha} = \pm \sqrt[4]{1.105 \text{ 1/s}^2 \left( \frac{x_S - x_{FR}}{l_\mu} \right)^2 - 95.68 \text{ 1/s}^2 \left( \frac{x_S - x_{FR}}{l_\mu} \right) + 43.65 \text{ 1/s}^2}$$

Phygoide: Unabhängig von der Schwerpunktlage.

**Lösung 6.2 b):**

Anstellwinkelschwingung:

$$\sigma_\alpha = (-0.058 \, 1/\text{m}) V_{Tr}$$

$$\omega_{0\alpha} = \pm(0.095 \, 1/\text{m}) V_{Tr}$$

Phygoide:

$$\sigma_P = -(0.002 \, 76 \, 1/\text{m}) \frac{1}{V_{Tr}} - (648.12 \, \text{m}^3/\text{s}^4) \frac{1}{V_{Tr}^3}$$

$$\omega_{0P} = \pm(13.87 \, \text{m}/\text{s}^2) \frac{1}{V_{Tr}}$$

**Lösung 6.2 c):**Anstellwinkelschwingung: Unabhängig von  $C_{W0}$ .

Phygoide:

$$\sigma_P = -(0.5104 \, 1/\text{s}) C_{W0} + 0.0052 \, 1/\text{s}$$

$$\omega_{0P} = \pm 0.277 \, 1/\text{s}$$

**Lösung 6.2 d):**

Anstellwinkelschwingung:

$$\sigma_\alpha = (-2.375 \, \text{m}^3/\text{skg}) \rho$$

$$\omega_{0\alpha} = \pm \sqrt{(3.46 \, \text{m}^6/\text{s}^2 \text{kg}^2) \rho^2 + (14.24 \, \text{m}^3/\text{s}^2 \text{kg}) \rho}$$

Phygoide:

$$\sigma_P = (-0.011 \, 25 \, \text{m}^3/\text{skg}) \rho - (648.12 \, \text{kg}/\text{sm}^3) \frac{1}{\rho}$$

$$\omega_{0P} = \pm 0.277 \, 1/\text{s}$$

**Lösung 7.1:**

a)  $C_Y, C_l, C_n$

b)  $\xi, \zeta$

c)  $\beta$ , Winkel zwischen  $x_f$  und  $x_a$

d) 
$$\begin{bmatrix} C_a & C_{Y\xi} & C_{Y\zeta} \\ 0 & C_{l\xi} & C_{l\zeta} \\ 0 & C_{n\xi} & C_{n\zeta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ \zeta \\ \xi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -C_{Y\beta} \\ -C_{l\beta} \\ -C_{n\beta} \end{bmatrix} \beta$$

**Lösung 7.2 a):**  $\beta = 8,13^\circ, \zeta = 8,13^\circ, \xi = -4,07^\circ$ **Lösung 7.2 b):**  $\beta = 0^\circ, \zeta = 0^\circ, \xi = 0^\circ$ **Lösung 7.3 a):**  $\zeta = 7,43^\circ, \beta = 1,78^\circ$

**Lösung 7.3 b):**  $C_{l\beta} = 0$ , z.B. durch negative V-Form.

**Lösung 9.1 a):**  $\Phi = 60^\circ$ ,  $r_K = 425.94 \text{ m}$

**Lösung 9.1 b):**  $\Delta\eta = -8,82^\circ$

**Lösung 9.1 c):**  $\Delta\eta = -1,53^\circ$

**Lösung 9.1 d):**  $\zeta = -1,32^\circ$

**Lösung 10.1 a):**

$$\begin{aligned} \dot{y}(t) + ay(t) &= b\tilde{\zeta}(t) + c\zeta(t) \\ a &= \frac{C_{lp}sV_{TR}}{\mu_s i_x^2} > 0, \text{ da } C_{lp} < 0 \\ b &= \frac{V_{TR}^2}{\mu_s i_x^2} C_{l\tilde{\zeta}} \\ c &= \frac{V_{TR}^2}{\mu_s i_x^2} C_{l\zeta} \end{aligned}$$

**Lösung 10.1 b):**  $p(t) = \frac{b\tilde{\zeta}_0}{a} (1 - e^{-at})$

**Lösung 10.1 c):**  $p(t) = \frac{b\tilde{\zeta}_0}{a^2 + v^2} [\text{acos}(vt) + v\sin(vt)]$ ,  $v$  - Schwingungsfrequenz

**Lösung 10.2 a):**  $T_R = 0.15 \text{ s}$

**Lösung 10.2 b):**  $P_{Stat} = -0.55 / \text{s}$

**Lösung 10.2 c):**  $S_S = 0.038 \text{ 1/s} > 0$ , Positive V-Stellung, Positive Pfeilung, Hochdeckeranordnung.

**Lösung 10.2 d):**  $\omega_{RG} = 2.2 \text{ 1/s}$ ,  $\epsilon_{DRG} = 15.57^\circ$



