



Flugmechanik 2 WS 07/08

Datum: 25.01.2008

Bearbeitungszeit: 180 Minuten

Name:	Vorname:
Matrikelnummer:	
Punkte: von 79	Note:

1. Klausurteil

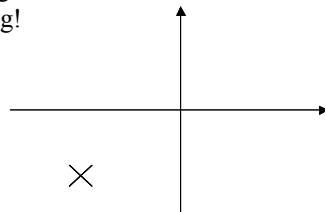
ohne Unterlagen, 26 Punkte, 40 Minuten

- 1.1) Nennen Sie die entsprechende Bezeichnung folgender Luftfahrtausdrücke in deutscher Sprache.
1. control loop
 2. resonance frequency
 3. earth axis system
 4. inertia
 5. control derivatives
 6. step function
 7. eigenvector
 8. equation of motion
 9. rudder
 10. velocity
 11. step response
 12. aircraft stability and control
- 1.2) Nennen Sie die entsprechende Bezeichnung folgender Luftfahrtausdrücke in englischer Sprache. Schreiben Sie deutlich, denn falsche oder unleserliche Schreibweise ergibt Punktabzug!
1. Steuerung
 2. Zustandsgleichung
 3. Stabilitätsbeiwert
 4. Übertragungsfunktion
 5. Eigenwert
 6. Längsbewegung
 7. Phygoide
 8. Querruder
 9. Taumelschwingung
 10. Vereinfachung
 11. Hängewinkel
 12. Störung

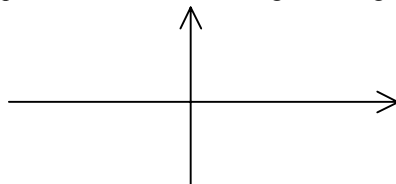
- 1.3) Wie ist ein positiver Querruderausschlag definiert? Wie ist ein positiver Seitenruderausschlag definiert?
- 1.4) Gegeben sind der Nicklagewinkel θ und der Anstellwinkel α . Berechnen Sie den Bahnwinkel γ ?
- 1.5) Es gibt drei EULER-Winkel. Beschreiben Sie, wann diese jeweils den Wert Null annehmen!
- 1.6) Ergänzen Sie bitte die folgende Tabelle mit den Namen von Variablen der Flugdynamik:

u	p	-	L
v		β	
w			

- 1.7) Die Flugdynamik basiert auf dem zweiten Newton'schen Axiom. Nennen Sie die Grundgleichung der Flugdynamik für die Translation und für die Rotation!
- 1.8) Wie lautet die Zustandsgleichung?
- 1.9) Wie ist der Stabilitätsbeiwert M_q definiert?
- 1.10) Welche Bedeutung hat der Stabilitätsbeiwert L_p ?
- 1.11) Welches Vorzeichen erwarten Sie für den Stabilitätsbeiwert L_p ? Begründung!
- 1.12) Gegeben ist die Differentialgleichung $a \dot{x}(t) + b x(t) = x_e(t)$. Alle Anfangswerte sind Null. Wie lautet die Übertragungsfunktion $x(s)/x_e(s)$?
- 1.13) Was ist (nach Vorlesung) der Unterschied zwischen den Drehgeschwindigkeiten P einerseits und p andererseits?
- 1.14) Gegeben ist der Stabilitätsbeiwert Y_β . Berechnen Sie (allgemein) daraus den Stabilitätsbeiwert Y_v !
- 1.15) Nennen Sie Unterschiede und Gemeinsamkeiten zwischen einer Zustandsgleichung und einer Übertragungsfunktion!
- 1.16) Ein System sei gekennzeichnet worden durch folgende Polverteilung in der komplexen s-Ebene. Was fällt Ihnen auf? Begründung!



- 1.17.) Zeichnen Sie qualitativ die Polverteilung der Längsbewegung eines konventionellen Flugzeugs!



- 1.18.) Wenn Wind weht über Land oder See, so wird ein Geschwindigkeitsgradient über der Höhe beobachtet.
- Erklären Sie dieses Phänomen!
 - Nennen Sie eine Gleichung mit der die Windgeschwindigkeit über der Höhe abgeschätzt werden kann!
 - Welche Gefahren können von diesem Phänomen für ein Flugzeug im Landeanflug ausgehen?
- 1.19.) Mit welchem Parameter wird die Eigenform "Spiralbewegung" (spiral mode) nach MIL-F-8785 C bewertet?
- 1.20.) Zeichnen Sie einen einfachen Regelkreis mit Regler, Strecke und Sensor! Benennen Sie die regelungstechnischen Größen!

2. Klausurteil

Name:

mit Unterlagen

53 Punkte, 140 Minuten

erlaubt: PC, MATLAB/Simulink, EXCEL, Plot-Programm, individuell angefertigten Programme

Hinweis für Aufgabe 2.1 und Aufgabe 2.2

Für Aufgabe 2.1 und Aufgabe 2.2 sind im Anhang der Klausur die Stabilitäts- und Steuerbarkeitsbeiwerte einer DC-8 gegeben. Die Daten wurden dem Buch *Aircraft Dynamics and Automatic Control* von McRuer et al. entnommen. Die Rechnungen sollen für den Reiseflug durchgeführt werden: $h = 33000$ ft; $M = 0,84$.

Aufgabe 2.1 (13 Punkte)

- a) Wie lautet die Systemmatrix \mathbf{A} der Längsbewegung in allgemeiner Form? Wie sind die Elemente von \mathbf{A} definiert? Wie lautet \mathbf{A} mit den konkreten Zahlenwerten dieser Aufgabe? Der Zustandsvektor sei dabei

$$\vec{x} = \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} .$$

- b) Wie lautet die charakteristische Gleichung der Längsbewegung für die DC-8?
 c) Berechnen Sie die Eigenwerte der Längsbewegung! Ordnen Sie die bekannten Eigenformen der Längsbewegung den Eigenwerten zu! Machen Sie Aussagen zur Stabilität!
 d) Wie lautet die charakteristische Gleichung der Anstellwinkelschwingung? Welchen Wert haben Kreisfrequenz und Dämpfungsgrad?
 e) Wie lautet die charakteristische Gleichung der Phygoide? Welchen Wert haben Kreisfrequenz und Dämpfungsgrad?
 f) Welchen Wert erhalten Sie für den Control Anticipation Parameter, CAP?
 g) Bewerten Sie die Längsbewegung gemäß Mil-F-8785 C!

Aufgabe 2.2 (13 Punkte)

- a) Wie lautet die Systemmatrix \mathbf{A} der Seitenbewegung in allgemeiner Form? Wie sind die Elemente von \mathbf{A} definiert? Wie lautet \mathbf{A} mit den konkreten Zahlenwerten dieser Aufgabe? Der Zustandsvektor sei dabei

$$\vec{x} = \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \end{bmatrix} .$$

- b) Wie lautet die charakteristische Gleichung der Seitenbewegung für die DC-8?

- c) Berechnen Sie die Eigenwerte der Seitenbewegung! Ordnen Sie die bekannten Eigenformen der Seitenbewegung den Eigenwerten zu! Welche Eigenformen sind stabil, welche sind instabil?
- d) Wie lautet die charakteristische Gleichung der Dutch Roll?
- e) Berechnen Sie die Frequenz und die Dämpfung, die Zeitkonstante oder die Zeit bis zur Verdopplung (time to double) der Eigenwerte aus c) – je nachdem welche Rechnung auf den jeweiligen Eigenwert zutrifft.
- f) Bewerten Sie die Eigenwerte nach c) zusammen mit den Ergebnissen aus d) gemäß Mil-F-8785 C!

Aufgabe 2.3 (7 Punkte)

Ein Flugzeug fliegt im Reiseflug in eine Vertikalböe ein, die das Flugzeug plötzlich von unten trifft.

- a) Wie lautet der Zähler der vereinfachten Übertragungsfunktion, mit der die Änderung des Anstellwinkels α des Flugzeugs aus dieser Böenanregung berechnet werden kann? Vereinfachung: 2D Anstellwinkelschwingung (2D Short Period Approximation).
- b) Wie lautet der Nenner der vereinfachten Übertragungsfunktion? Vereinfachungen: 2D Anstellwinkelschwingung (2D Short Period Approximation).
- c) Wie lautet die Sprungantwort (im Bildbereich)?

Hinweis: Gefragt ist nach einer allgemeinen Lösung, da keine Zahlenwerte gegeben sind.

Aufgabe 2.4 (5 Punkte)

Ein einfacher Autopilot soll dafür sorgen, dass das Flugzeug (z. B.) im Landeanflug mit einem vorgegebenen Nicklagewinkel fliegt (Winkel des Flugzeugs zum Horizont). Unterbreiten Sie einen Vorschlag für diesen einfachen Regler und skizzieren Sie den Regelkreis! Benennen Sie die Regelgröße (Istwert), die Stellgröße und den Wert der Führungsgröße (Sollwert)!

Aufgabe 2.5 (9 Punkte)

Ein Flugzeug, eine Piper Archer PA28, wird am 04.10.2005 im Flugversuch eingesetzt. Ziel ist, die Frequenz und den Dämpfungsgrad der Phygoide experimentell zu ermitteln. Das Flugzeug wird zunächst im Reiseflug ausgetrimmt. Die Position des Steuerhorns wird gemessen. Durch Drücken des Steuerhorns wird das Flugzeug beschleunigt und dann das Steuerhorn in die Stellung des ausgetrimmten Reiseflugs zurück gebracht (festes Ruder). Kurz danach erreicht das Flugzeug seine höchste Geschwindigkeit und geringste Höhe. In diesem Scheitelpunkt wird die Stoppuhr gestartet und die Geschwindigkeit notiert. Das Flugzeug zeigt jetzt die typische Eigenbewegung der Phygoide. Es werden jetzt jeweils die folgenden Maxima und Minima der Fluggeschwindigkeit vom Geschwindigkeitsmesser abgelesen und zusammen mit den dazugehörigen Zeiten notiert. Der Versuch liefert folgende Messwerte:

Zeit [s]	Fluggeschwindigkeit, IAS [kt]
0,0	150
17,0	68
30,1	133
44,7	87
59,3	125
74,7	96
89,8	118
103,6	100
119,3	115
133,5	105
148,3	110
160,3	108

- Modellieren Sie die Bewegung als gedämpfte harmonische Schwingung über einer mittleren Fluggeschwindigkeit. Die mittlere Fluggeschwindigkeit soll nicht als konstant angenommen werden, sondern soll einer über der Zeit linearen Drift unterliegen (Änderung der Trimmgeschwindigkeit). Wie lautet die Grundgleichung zur Beschreibung dieser Bewegung?
- Bestimmen Sie die ausgetrimmte Geschwindigkeit zur Zeit $t = 0$ s!
Bestimmen Sie die Ausgangsamplitude, Frequenz und Dämpfung!
Bestimmen Sie die ausgetrimmte Geschwindigkeit zur Zeit $t = 175$ s!
Die Parameter sollen so bestimmt werden, dass die Summe der Fehlerquadrate zwischen Rechnung und Messung minimal sind.
- Zeichnen Sie die Messwerte zusammen mit der nach b) approximierten Schwingung in ein Diagramm!
- Diskutieren Sie Ihre Auswertung des Versuches!

Aufgabe 2.6 (6 Punkte)

Ausgehend von der Geometrie des Airbus A330 wurden für $M = 0,6$ und MSL mit Hilfe des *Digital DATCOM* dimensionslose Beiwerte für das Flugzeug berechnet (Anhang). In einem weiteren Schritt ist es jetzt notwendig die dimensionsbehafteten Beiwerte (nach den Definitionen von McRuer) zu berechnen.

- In diesem Sinne berechnen Sie die Rolldämpfung L_p !
- Vergleichen Sie Ihr Ergebnis mit dem Wert der DC-8!

Gegeben für den Airbus A330 und die untersuchte Flugphase:

Spannweite:	60,3 m
Massenträgheitsmoment um die Längsachse:	$10,8 \cdot 10^6 \text{ kg m}^2$
Luftdichte:	$1,225 \text{ kg/m}^3$

Alle weiteren Daten sind der Ausgabe des *Digital DATCOM* (Anhang) zu entnehmen.

Table A-5. The DC-8 (Fig. A-5)
A. Geometrical and inertial parameters^a

	Flight condition			
	8001 (approach)	8002 (holding)	803 (cruise)	8004 V_{NE}
h (ft)	0	15,000	33,000	33,000
M (-)	0.219	0.443	0.84	0.88
α (ft/sec)	1,117	1,058	982	982
ρ (slugs/ft ³)	0.002378	0.001496	0.000795	0.000795
V_{r_0} (ft/sec)	243.5	468.2	824.2	863.46
$\bar{q} = \rho V^2/2$ (lb/ft ²)	71.02	163.97	270.0	296.36
W (lb)	190,000	190,000	230,000	230,000
m (slugs)	5,900	5,900	7,143	7,143
I_x (slug-ft ²)	3,090,000	3,110,000	3,770,000	3,770,000
I_y (slug-ft ²)	2,940,000	2,940,000	3,560,000	3,560,000
I_z (slug-ft ²)	5,580,000	5,880,000	7,130,000	7,130,000
I_{xz} (slug-ft ²)	28,000	-64,500	45,000	53,700
$x_{c.g.}/\bar{c}$	0.15	0.15	0.15	0.15
θ_0 (degrees)	0	0	0	0
U_0 (ft/sec)	243.5	468.2	824.2	863.46
W_0 (ft/sec)	0	0	0	0
δ_P (degrees)	35	0	0	0

B. Longitudinal dimensional derivatives^b

	Flight condition			
	8001	8002	8003	8004
h (ft)	0	15,000	33,000	33,000
M (-)	0.219	0.443	0.84	0.88
T_u (1/sec)	-0.000595	-0.0000846	0.000599	0.000733
$X_{u_{aero}}$ (1/sec)	-0.02851	-0.00707	-0.0145	-0.0471
X_u (1/sec)	-0.0291	-0.00714	-0.014	-0.0463
X_w (1/sec)	0.0629	0.0321	0.0043	-0.0259
X_{δ_e} [(ft/sec ²)/rad]	0	0	0	0
$Z_{u_{aero}}$ (1/sec)	-0.2506	-0.1329	-0.0735	0.0622
Z_u (1/sec)	-0.2506	-0.1329	-0.0735	0.0622
Z_w (-)	0	0	0	0
Z_w (1/sec)	-0.6277	-0.756	-0.806	-0.865
Z_{δ_e} [(ft/sec ²)/rad]	-10.19	-23.7	-34.6	-38.6
$M_{u_{aero}}$ (1/sec-ft)	-0.0000077	-0.000063	-0.000786	-0.00254
M_u (1/sec-ft)	-0.0000077	-0.000063	-0.000786	-0.00254
M_w (1/ft)	-0.001068	-0.00072	-0.00051	-0.00052
M_w (1/sec-ft)	-0.00087	-0.0107	-0.0111	-0.0139
M_q (1/sec)	-0.7924	-0.991	-0.924	-1.008
M_{δ_e} (1/sec ²)	-1.35	-3.24	-4.59	-5.12

Table A-5 (Continued)
D. Lateral dimensional derivatives^b

	Flight condition			
	8001	8002	8003	8004
h (ft)	0	15,000	33,000	33,000
M (-)	0.219	0.443	0.84	0.88
Y_v (1/sec)	-0.1113	-0.1008	-0.0868	-0.0931
Y_β [(ft/sec ²)/rad]	-27.1	-47.2	-71.5	-80.4
Y_{δ_a} [(ft/sec ²)/rad]	0	0	0	0
$Y_{\delta_a}^*$ [(1/sec)/rad]	0	0	0	0
Y_{δ_r} [(ft/sec ²)/rad]	5.79	13.48	18.33	20.12
$Y_{\delta_r}^*$ [(1/sec)/rad]	0.0238	0.0288	0.0222	0.0233
L_β (1/sec ²)	-1.335	-2.68	-4.43	-5.05
L_p (1/sec)	-0.95	-1.233	-1.18	-1.289
L_r (1/sec)	0.612	0.391	0.336	0.35
L_{δ_a} (1/sec ²)	-0.726	-1.62	-2.11	-2.3
L_{δ_r} (1/sec ²)	-0.1848	0.374	0.559	0.63
L'_β (1/sec ²)	-1.328	-2.71	-4.41	-5.02
L'_p (1/sec)	-0.951	-1.232	-1.181	-1.29
L'_r (1/sec)	0.609	0.397	0.334	0.346
L'_{δ_a} (1/sec ²)	-0.726	-1.62	-2.11	-2.3
L'_{δ_r} (1/sec ²)	0.1813	0.392	0.549	0.612
N_β (1/sec ²)	0.763	1.271	2.17	2.47
N_p (1/sec)	-0.1192	-0.048	-0.01294	-0.00744
N_r (1/sec)	-0.268	-0.252	-0.23	-0.252
N_{δ_a} (1/sec ²)	-0.0496	-0.0365	-0.0519	-0.0615
N_{δ_r} (1/sec ²)	-0.39	-0.86	-1.168	-1.282
N'_β (1/sec ²)	0.757	1.301	2.14	2.43
N'_p (1/sec)	-0.124	-0.0346	-0.0204	-0.01715
N'_r (1/sec)	-0.265	-0.257	-0.228	-0.25
N'_{δ_a} (1/sec ²)	-0.0532	-0.01875	-0.0652	-0.0788
N'_{δ_r} (1/sec ²)	-0.389	-0.864	-0.01164	-1.277

1

AUTOMATED STABILITY AND CONTROL METHODS PER APRIL 1976 VERSION OF DATCOM
 CHARACTERISTICS AT ANGLE OF ATTACK AND IN SIDESLIP
 WING-BODY-VERTICAL TAIL-HORIZONTAL TAIL CONFIGURATION
 AIRBUS A330 CLEAN CONFIG, CASE 1

FLIGHT CONDITIONS							REFERENCE DIMENSIONS				
MACH NUMBER	ALTITUDE	VELOCITY	PRESSURE	TEMPERATURE	REYNOLDS NUMBER	REF. AREA	REFERENCE LENGTH	LAT.	MOMENT	REF. CENTER	
	M	M/SEC	N/ M**2	DEG K	1/ M	M**2	M	M	M	M	
0 0.600	0.00	204.15	1.0133E+05	288.150	1.3914E+07	361.600	7.235	60.300	29.386	0.000	
-----DERIVATIVE (PER DEGREE)-----											
ALPHA	CD	CL	CM	CN	CA	XCP	CLA	CMA	CYB	CNB	CLB
0 2.0	0.015	0.233	0.1583	0.233	0.007	0.679	1.015E-01	-4.318E-02			-1.985E-03
DYNAMIC DERIVATIVES (PER DEGREE)											
ALPHA	PITCHING		ACCELERATION		ROLLING			YAWING			
	CLQ	CMQ	CLAD	CMAD	CLP	CYP	CNP	CNR	CLR		
0 2.00			3.151E-02	-1.284E-01	-8.353E-03	-8.494E-04	-5.265E-04	-2.211E-03	1.603E-03		