



## Lösung zur Klausur

### Flugmechanik mit Labor (FML) SS 2011

Datum: 06.07.2011

#### 1. Klausurteil

(keine Hilfsmittel - 50 Minuten - 24 Punkte)

1.1) Nennen Sie die entsprechende Bezeichnung folgender Luftfahrtausdrücke in englischer Sprache! Schreiben Sie so deutlich, dass ich die korrekte Rechtschreibung beurteilen kann!

- |                                      |                                 |
|--------------------------------------|---------------------------------|
| 1. Knüppelkraft                      | stick force                     |
| 2. Stabilitätsreserve                | static margin                   |
| 3. Scharniermoment                   | hinge moment                    |
| 4. Ausschlagwinkel des Höhenruders   | elevator deflection angle       |
| 5. Ausschlagwinkel der Trimmklappe   | tab deflection angle            |
| 6. Einstellwinkel des Höhenleitwerks | horizontal tail incidence angle |
| 7. statisch                          | static                          |
| 8. dynamisch                         | dynamic                         |
| 9. rollen                            | to roll                         |
| 10. nicken                           | to pitch                        |
| 11. gieren                           | to yaw                          |
| 12. Nurflügler                       | flying wing                     |

1.2) Nennen Sie die entsprechende Bezeichnung folgender Luftfahrtausdrücke in deutscher Sprache!

- |                             |   |
|-----------------------------|---|
| 1. neutral point            | Neutralpunkt (des Flugzeugs)  |
| 2. aerodynamic center       | Neutralpunkt (des Profils, des Flügels<br>oder der Flügel-Rumpfkombination) |
| 3. stick free               | loses Ruder   |
| 4. downwash angle           | Abwindwinkel  |
| 5. angle of attack          | Anstellwinkel   |
| 6. controllability          | Steuerbarkeit   |
| 7. stability                | Stabilität  |
| 8. longitudinal motion      | Längsbewegung   |
| 9. lateral motion           | Seitenbewegung  |
| 10. wing tip                | Flügelspitze  |
| 11. tail volume coefficient | Höhenleitwerksvolumenbeiwert  |
| 12. center of gravity       | Schwerpunkt   |

1.3) Ein Nurfügler ist statisch längsstabil, wenn der der Nickmomentenbeiwert bei Nullauftrieb

$C_{M0}$  ..... **positiv** ..... ist.

Weiterhin muss der Schwerpunkt ..... **vor dem Neutralpunkt** ..... liegen.

1.4) Ein  $C_{M0}$  so wie in Aufgabe 1.3 verlangt, kann erreicht werde durch

- a) Wahl eines S-Schlag-Profils
- b) einen rückwärts gepfeilten Flügel  
mit Verwindung (außen mit weniger Einstellwinkel)
- c) nach oben ausgeschlagene Ruder

1.5) Das Problem des Entenflugzeugs ist

..... der geringe Bereich in dem der Schwerpunkt wandern darf .....

1.6) Der Neutralpunkt des Flugzeuges ist die Lage des Schwerpunktes, die zu .....

einer Neutralstabilität der Längsbewegung ..... führt.

1.7) Welchen Wert hat der Sicherheitsfaktor im Flugzeugbau zwischen der höchsten anzunehmenden Last und der Bruchlast (oder der Last starker Deformation)?

Dieser Sicherheitsfaktor beträgt 1,5.

1.8) Wie ist das Lastvielfache definiert?

Das Lastvielfache ist das Verhältnis aus Auftrieb und Gewicht.

1.9) Skizzieren Sie ein Manöverlastdiagramm!

Siehe Tafelbild 10-3!

1.10) Für welches positives Lastvielfache müssen Nutzflugzeuge (utility aircraft) ausgelegt werden?

$$n_{max} = 4,4$$

$$n_{min} = -0,4 \cdot n_{max} = -1,76$$

1.11) Skizzieren Sie eine 1-cos-Böe! In welchem Zusammenhang ist diese von Bedeutung?

Siehe Tafelbild 10-5!

Die 1-cos-Böe wird zur Berechnung des Böenlastdiagramms angenommen.

1.12) Was versteht man unter "screen height"? Welche Werte nimmt die "screen height" ein beim Start bzw. bei der Landung entsprechend den unterschiedlichen Zulassungsvorschriften?

Die "sceen height" ist die Sicherheitshöhe, also die Höhe eines imaginären Hindernisses, das beim Start bzw. bei der Landung überflogen werden muss.

Sicherheitshöhen:

CS-25: Start: 35 ft, Landung: 50 ft

CS-23: Start: 50 ft, Landung: 50 ft

## 1.13) Erklären Sie den Begriff Phygoide!

Die Phygoide ist eine Eigenform der Längsbewegung des Flugzeugs. Das Flugzeug fliegt bei nahezu konstantem Anstellwinkel in einer vertikalen Cosinusbewegung ("Achterbahn"). Dabei kommt es zum Austausch von potentieller und kinetischer Energie.

**Fragen zum Vorlesungsteil "Flugbetrieb"**

## 1.14) Was ist ein Großkreis? Welche Kreise auf dem Gitternetz der Erde sind Großkreise?

Ein Großkreis ist ein Kreis auf einer Kugel (der Erde), mit dem Durchmesser der Kugel. Der Äquator und alle Längskreise sind Großkreise.

Weitere Hinweise (jedoch nicht Antwort auf die Frage): Auch andere Kreise auf der Kugel können Großkreise sein. Breitenkreise - außer dem Äquator - sind keine Großkreise. Die kürzeste Verbindung zwischen zwei Punkten auf der Kugel ist Teil eines Großkreises.

## 1.15) Beschreiben Sie den Einfluss der Reise Flughöhe auf die Flugzeit!

In größeren Flughöhen wird mit einer bestimmten Machzahl geflogen. (In Bodennähe wird mit einer bestimmten Geschwindigkeit geflogen). Die Fluggeschwindigkeit ist diese Machzahl multipliziert mit der Schallgeschwindigkeit. Die Schallgeschwindigkeit nimmt mit der Höhe (bis zu 11 km) ab. Das bedeutet, dass auch die Fluggeschwindigkeit mit der Höhe (bis zu 11 km) abnimmt und die Flugzeit sich dadurch verlängert.

## 1.16) Was versteht man unter "contingency fuel"?

Contingency Fuel: Erforderlich sind  
 a) 5 % vom Tripfuel (Treibstoff für die geplante Flugstrecke von Startflugplatz A zum Zielflugplatz B) oder  
 b) die Treibstoffmenge, die einer Flugzeit von 5 Minuten in der Warteschleife in 1500 ft über dem Ausweichflughafen entspricht,  
 wobei der höhere Wert maßgebend ist (i.d.R. also der Wert aus a).

**Fragen zur Vortragsreihe**

## 1.17) Erklären Sie (auch mit Hilfe von Formeln) warum man beim "Air-to-Air Refueling" von zivilen Flugzeugen Kraftstoff sparen kann?

Im Unterschied etwa zum Verkehr auf der Straße, bei dem der Verbrauch in sehr guter Näherung unabhängig ist vom Füllungsgrad des Tankes, ist dies beim Flugzeug nicht so. Bekannt ist die Breguet'sche Reichweitenformel

$$R = \frac{VE}{cg} \ln \left( \frac{m_{TO}}{m_L} \right) .$$

Daraus kann der erforderliche Kraftstoff für den Flug berechnet werden

$$m_F = m_{TO} - m_L = m_L \left( e^{\frac{R \cdot cg}{VE}} - 1 \right) .$$

Dieser Kraftstoffverbrauch steigt exponentiell mit der Flugstrecke R.

Wenn man den Flug jetzt auf Teilstrecken aufteilt und diese dann jeweils nur mit teilweise gefülltem Tank fliegen muss, dann ist die Summe der Verbräuche aller Einzelstrecken geringer als der Kraftstoffverbrauch eines einzigen Fluges über die gesamte Strecke. Das "Air-to-Air Refueling" ermöglicht das Fliegen von Teilstrecken, ohne dazu Zeit und Geld für eine Zwischenlandung einzuplanen - aber natürlich würde auch die Luftbetankung selber Kraftstoff erfordern und nicht ganz preiswert sein ...

1.18) Nennen Sie drei Flugversuche, die Teil der Zulassung eines Militärtransporters sind, nicht aber eines Passagierflugzeugs!

- Absetzen von Fallschirmspringern
- Starten und Landen auf unbefestigten Bahnen
- Startlauf auf unebenen ("buckeligen") Bahnen

Es gibt noch viele weitere Flugversuche, die bis zur militärischen Zulassung erforderlich sind. Diese Flugversuche waren aber nicht Gegenstand des Vortrages im SS11.

1.19) Bringen Sie die folgenden Geschwindigkeiten während der Startphase in die richtige Reihenfolge:  $V_{LOF}$  ,  $V_{MCG}$  ,  $V_2$  ,  $V_{MBE}$  ,  $V_1$  ,  $V_R$  ,  $V_{MU}$  ,  $V_{max,tire}$  !

Die Reihenfolge der Geschwindigkeiten ist diese (Siehe Tafelbild 8-14):

$$V_{MCG} , V_1 , V_{MBE} , V_R , V_{MU} , V_{LOF} , V_{max,tire} , V_2$$

1.20) Der Airbus A400 M hat eine FBW-Steuerung mit Flight Envelope Protection. Wie wird die Überziehggeschwindigkeit im Flugversuch gemessen?

Das Problem ist, dass das Flugzeug aufgrund der Flight Envelope Protection im Normal Law gar nicht in den überzogenen Flugzustand gehen kann. Für die Zulassungsflüge wird aber (ausnahmsweise!) im Direct Law geflogen. Im Direct Law ist der Höhenruderausschlag proportional zum Side-Stick-Ausschlag, also so wie bei einem herkömmlichen Flugzeug. Die Überziehggeschwindigkeit wird jetzt so gemessen, wie es für andere Flugzeuge auch üblich ist und wie es in den Vorschriften niedergelegt ist. Dieses Verfahren wurde so auch für die anderen FBW-Flugzeuge von Airbus angewandt. Das Vorgehen ist also nicht neu für den A400 M.

## Aufgabe 2.1

$H$ ft	$T$ K	$\theta$	$\sqrt{\theta}$	$p$ N/m <sup>2</sup>
7 000	274.28	0.951 87	0.975 64	78 185
7 200	273.89	0.950 50	0.974 93	77 594
7 400	273.49	0.949 12	0.974 23	77 005
7 600	273.09	0.947 75	0.973 52	76 421
7 800	272.70	0.946 37	0.972 82	75 840
8 000	272.30	0.945 00	0.972 11	75 262
8 200	271.90	0.943 62	0.971 40	74 689
8 400	271.51	0.942 25	0.970 69	74 118
8 600	271.11	0.940 87	0.969 98	73 551
8 800	270.72	0.939 49	0.969 28	72 988
38 000	216.65	0.751 87	0.867 10	20 646
38 200	216.65	0.751 87	0.867 10	20 449
38 400	216.65	0.751 87	0.867 10	20 253
38 600	216.65	0.751 87	0.867 10	20 059
38 800	216.65	0.751 87	0.867 10	19 867
39 000	216.65	0.751 87	0.867 10	19 677
39 200	216.65	0.751 87	0.867 10	19 489
39 400	216.65	0.751 87	0.867 10	19 303
39 600	216.65	0.751 87	0.867 10	19 118
39 800	216.65	0.751 87	0.867 10	18 935

Tabelle:

Werte:

$\Delta p$



$$\Delta p = (75262 - 19677) \text{ Pa} = 55585 \text{ Pa}$$

556 hPa



**Gleichungen für die Troposphäre:**

$$T = T_0 - L \cdot H$$

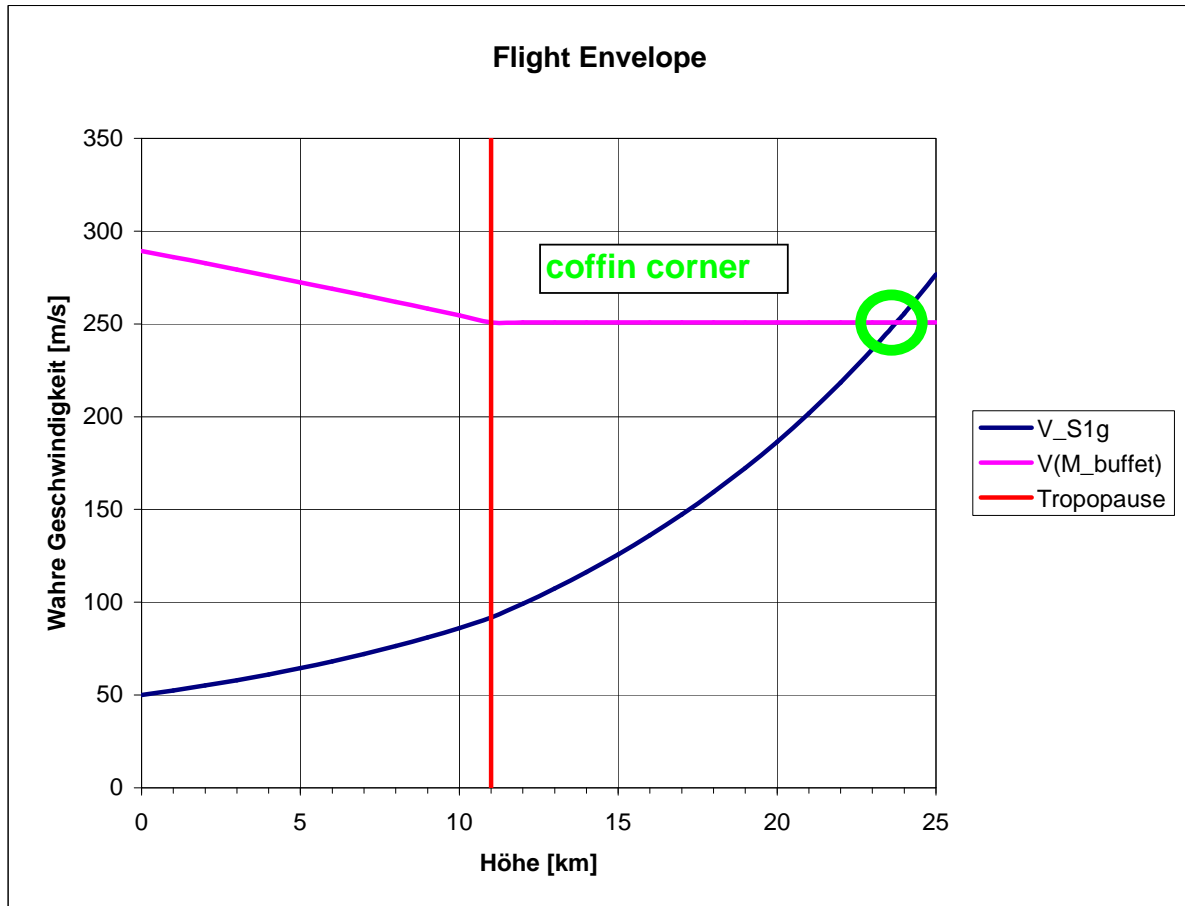
$$\rho = \rho_0 \cdot \exp(-k_b \cdot (H - H_T))$$

$$\sigma = \rho / \rho_0$$

$$V_{S1g} = V_{S0} / \sqrt{\sigma}$$

$$a = a_T$$

$$V(M_D) = M_D \cdot a$$



## Lösungsweg 2: Aufgelöste Rechnung

Es wird angenommen, dass die "coffin corner" in der Stratosphäre liegt.

Stratosphäre über: 11000 m = 36089 ft

Nach ISA-Tabelle:  $a_T$  295,07 m/s

Machzahl-Begrenzung:  $V_{\text{buffet}}$  250,81 m/s

$$V_{\text{buffet}} = a_T \cdot M_{\text{buffet}}$$

$$\frac{\sigma}{\sigma_T} = \frac{\rho}{\rho_T} = \frac{\delta}{\delta_T} = \frac{p}{p_T} = e^{-k_b \cdot (H - H_T)}$$

$k_b$  1,58E-04 1/m

$H_T$  11000 m

$\sigma_{T}$  0,29707 kg/m<sup>3</sup>

$H$  23756 m durch kurzes Probieren

$\sigma$  0,03975

$V_S$  250,80 m/s

**Gleichungen:**

$$\sigma = \sigma_T \cdot \text{EXP}(-k_b \cdot (H - H_T))$$

$$V_S = V_{S0} / \text{WURZEL}(\sigma)$$

## Lösungsweg 3: Geschlossene Rechnung (siehe separate Herleitung)

Es wird angenommen, dass die "coffin corner" in der Stratosphäre liegt.

$H$  23756,4 m



## Aufgabe 2.2

Geschlossene Lösung

Coffin Corner

Annahme: Coffin Corner liegt in der Stratosphäre

Grenze zu hohen Geschw. (Schütteln)

$$V_{\text{coff}} = V_{\text{buff}} = M_{\text{buff}} \cdot a_T = 250,8 \text{ m/s}$$

$$a_T = 295,07 \text{ m/s}^2$$

Grenze zu niedrigeren Geschw. (Überziehen)

$$V_{\text{coff}} = V_s = \frac{V_{s0}}{\sqrt{\sigma}}$$

$$\sigma = \sigma_T \cdot e^{-k_b(H-H_T)}$$

$$V_{\text{coff}} = M_{\text{buff}} \cdot a_T = \frac{V_{s0}}{\sqrt{\sigma_T \cdot e^{-k_b(H-H_T)}}}$$

auflösen nach H

$$H = -\frac{1}{k_b} \ln \left[ \frac{1}{\sigma_T} \left( \frac{V_{s0}}{M_{\text{buff}} \cdot a_T} \right)^2 \right] + H_T$$

$h \approx H$  ist also die Höhe der Coffin Corner in der Stratosphäre von einem Flugzeug, das gekennzeichnet ist durch  $V_{s0}$  und  $M_{\text{buff}}$ .

## Aufgabe 2.3

a)  $H = h = 8000 \text{ m}$   
 $ka = 2,25588E-05 \text{ 1/m}$   
 $exp = 4,255877$   
 $sigma = 0,429$   
 Gleichung:  $= (1-ka*h)^{exp}$       Rechnung oder Tabelle

b)  $T_{CR/T0} = 0,318$  Jet       $= 0,6*sigma^{0,75}$       Tafelbild 4.2

$M = 0,5$   
 $A = 1,37$   
 $m = 0,27$   
 $n = 0,89$   
 $P_{S,e/P_0} = 0,535$  Turbo Prop ist am besten       $= A*M^m*sigma^n$       Tafelbild 4.5

c)  $ch = 0,132$   
 $P_{S,CR/P_0} = 0,353$  Piston Prop       $= sigma*(1+ch)-ch$       Tafelbild 4.13

Altitude		Temperature			Pressure			Density	
H (m)	Z (m)	T (K)	t (°C)	T <sub>M</sub> (K)	P (mb)	P (torr)	P/P <sub>0</sub>	ρ (kg/m <sup>3</sup> )	ρ/ρ <sub>0</sub>
7000	7008	242.650	-30.500	242.650	4.1060 + 2	3.0798 + 2	4.0523 - 1	5.8950 - 1	4.8123 - 1
7050	7058	242.325	-30.825	242.325	4.0772	3.0581	4.0239	5.8615	4.7849
7100	7108	242.000	-31.150	242.000	4.0485	3.0366	3.9956	5.8281	4.7576
7150	7158	241.675	-31.475	241.675	4.0200	3.0153	3.9675	5.7949	4.7305
7200	7208	241.350	-31.800	241.350	3.9917	2.9940	3.9395	5.7618	4.7035
7250	7258	241.025	-32.125	241.025	3.9635	2.9729	3.9117	5.7288	4.6766
7300	7308	240.700	-32.450	240.700	3.9355	2.9519	3.8841	5.6960	4.6498
7350	7359	240.375	-32.775	240.375	3.9077	2.9310	3.8566	5.6634	4.6231
7400	7409	240.050	-33.100	240.050	3.8800	2.9102	3.8293	5.6308	4.5966
7450	7459	239.725	-33.425	239.725	3.8525	2.8896	3.8021	5.5985	4.5702
7500	7509	239.400	-33.750	239.400	3.8251 + 2	2.8690 + 2	3.7751 - 1	5.5662 - 1	4.5439 - 1
7550	7559	239.075	-34.075	239.075	3.7979	2.8486	3.7482	5.5341	4.5177
7600	7609	238.750	-34.400	238.750	3.7708	2.8283	3.7215	5.5022	4.4916
7650	7659	238.425	-34.725	238.425	3.7439	2.8082	3.6950	5.4704	4.4656
7700	7709	238.100	-35.050	238.100	3.7172	2.7881	3.6686	5.4387	4.4398
7750	7759	237.775	-35.375	237.775	3.6906	2.7682	3.6423	5.4072	4.4140
7800	7810	237.450	-35.700	237.450	3.6641	2.7483	3.6162	5.3758	4.3884
7850	7860	237.125	-36.025	237.125	3.6379	2.7286	3.5903	5.3446	4.3629
7900	7910	236.800	-36.350	236.800	3.6117	2.7090	3.5645	5.3135	4.3375
7950	7960	236.475	-36.675	236.475	3.5858	2.6895	3.5389	5.2825	4.3122
8000	8010	236.150	-37.000	236.150	3.5599 + 2	2.6702 + 2	3.5134 - 1	5.2517 - 1	4.2871 - 1
8050	8060	235.825	-37.325	235.825	3.5343	2.6509	3.4880	5.2210	4.2620
8100	8110	235.500	-37.650	235.500	3.5087	2.6318	3.4628	5.1904	4.2371

## Aufgabe 2.4

rho	1,225 kg/m <sup>3</sup>	
C_D0	0,03	
P	134000 W	
eta*TL	0,6	= 0,8*0,75
S_W	16 m <sup>2</sup>	
AA	0,294 N*s <sup>2</sup> /m <sup>2</sup>	= 1/2*rho*C_D0*S_W
m_MTO	1150 kg	
e	0,7	
b	10,7 m	
A_W	7,16	= b <sup>2</sup> /S_W
BB	825300,55 N*m <sup>2</sup> /s <sup>2</sup>	= 2*m_MTO <sup>2</sup> *9,81 <sup>2</sup> /(rho*S_W*PI()*A_W*e)

**a)**

V_max	64,91 m/s	= (P*eta_TL/AA) <sup>(1/3)</sup>
	126 kt	= V_max[m/s] * 3,6/1,852

**b)**

V_max	61,05 m/s	
	119 kt	= V_max[m/s] * 3,6/1,852
P_T	80400 W	= P*eta_TL
A*V <sup>3</sup>	66880 W	= AA*V_max <sup>3</sup>
B/V	13520 W	= BB/V_max
Residual	6,3065E-07 W	= P_T - A*V <sup>3</sup> - B/V

## Aufgabe 2.5

a)

$V_{\gamma_{max}}$	19,48 m/s	
	38 kt	$= V_{\gamma_{max}}[\text{m/s}] * 3,6/1,852$

$2*A*V^4$	84624 W*m/s	$= 2*AA*V_{\gamma_{max}}^4 = x$
$\eta_{TL}*P*V$	1565977 W*m/s	$= \eta_{TL}*P*V_{\gamma_{max}} = y$
$2*B$	1650601 W*m/s	$= 2*BB = z$
Residual	0 W*m/s	$= x + y - z$

b)

$C_{L_{max}}$	1,4	
$V_S$	28,68 m/s	$= \text{WURZEL}((2*m_{MTO}*9,81)/(\rho*C_{L_{max}}*S_W))$
	56 kt	$= V_S[\text{m/s}]*3,6/1,852$

c)

Die Überziehggeschwindigkeit  $V_S$  liegt über der optimalen Geschwindigkeit  $V_{\gamma_{max}}$  und kann daher nicht geflogen werden. Es ist mit einer Geschwindigkeit über  $V_S$  zu fliegen. Dies könnte eine Geschwindigkeit  $V = 1,2 * V_S$  sein.

## Aufgabe 2.6

V_md	40,9323049 m/s	= (BB/AA)^(1/4)
	80 kt	= V_md[m/s]*3,6/1,852
V_opt	105 kt	= V_md*(3)^(1/4)
sigma (10000ft)	0,738	= (1-0,0000068756*10000)^exp
V_opt(10000ft)	122 kt	= V_opt*WURZEL(1/sigma)

Die optimale Fluggeschwindigkeit mit der der Jet in 10000 ft fliegen müßte beträgt nur 122 kt. Diese Geschwindigkeit ist für den Umbau auf einen Jet zu niedrig.