



Lösung zur Klausur Flugzeugentwurf WS 02/03

Datum: 31.01.2003

Bearbeitungszeit: 180 Minuten
Maximale Punktzahl: 84

1. Klausurteil

(keine Hilfsmittel - 30 Minuten - 20 Punkte)

1.1) Nennen Sie die entsprechende Bezeichnung folgender Luftfahrtausdrücke in deutscher Sprache.

- | | |
|--------------------------------|--|
| 1. mission specification | Spezifikation der Flugmission |
| 2. first flight | Erstflug |
| 3. load factor | Nutzladefaktor (oder auch: Lastvielfaches) |
| 4. range flexibility | Reichweitenflexibilität |
| 5. supersonic civil transport | Überschallverkehrsflugzeug |
| 6. tail aft aircraft | Drachenflugzeug |
| 7. butterfly tail | V-Leitwerk |
| 8. tail boom | Leitwerksträger |
| 9. constraint | Randbedingung |
| 10. matching chart | Entwurfsdiagramm |
| 11. fuel fraction | Kraftstoffanteil |
| 12. landing distance available | verfügbare Landestrecke |

1.2) Nennen Sie die entsprechende Bezeichnung folgender Luftfahrtausdrücke in englischer Sprache. Schreiben Sie deutlich, denn falsche oder unleserliche Schreibweise ergibt Punktabzug!

- | | |
|--|------------------------|
| 1. Entwicklungsbeginn | go ahead |
| 2. Sitzplatz | seat |
| 3. Entenflugzeug | canard |
| 4. freitragender Flügel | cantilever wing |
| 5. Wirkungsgrad | efficiency |
| 6. Anforderung | requirement |
| 7. Sicherheitslandestrecke | landing field length |
| 8. BREGUETsche Reichweitengleichung | BREGUET range equation |
| 9. Endanflug | final approach |
| 10. Schub | thrust |
| 11. Moment (z.B. am Drehmomentschlüssel) | torque |
| 12. Moment (z.B. am Höhenruderscharnier) | moment |

③

1.8) $C_{L\alpha} \uparrow \Rightarrow$ Flugkomfort \downarrow (verschlechtert)
 $A \uparrow \Rightarrow$ " \downarrow
 $p \uparrow \Rightarrow$ " \uparrow
 $\frac{m_{MTO}}{S_w} \uparrow \Rightarrow$ " \uparrow

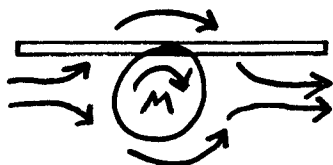
1.9) $p \uparrow \Rightarrow$ $C_{Lmax} \downarrow$
 $m_w \uparrow$
Neigung Aufhaken \uparrow
stat. Stabilität \uparrow
Dämpfung D.R. \downarrow

1.10) Spreizklappe, Spaltklappe, Fowlerklappe

1.11) Die kritische Machzahl ist die Flugmachzahl, bei der lokal über dem Flügel erstmals $M=1$ erreicht wird.

1.12) Die Machzahl des Widerstandsaustiegs (drag divergence Mach number) ist die Flugmachzahl, bei der ein deutlicher Wellenwiderstand (Wellenwiderstandsbeiwert größer als 0,002) feststellbar ist.

1.13) Ein Hängewinkel führt zum Schiebeflug. Die Queranströmung des Rumpfes im Zusammenhang mit der Flügelanordnung des Hochdeckers führt zu einem aufrichtenden Moment (auch ohne V-Form)



Moment \vec{M} bei Queranströmung

(4)

1.14) Dutch Roll Mode:

großes Seitenleitwerk wirkt dämpfend
kleinen Pfeilwinkel des Flügels, denn
dies verringert die Kopplung zwischen
der Gier- und der Rollbewegung

Spiral Mode:

kleines Seitenleitwerk erforderlich für
stabile Eigenform. Bei großem Leitwerk
führt der Schiebeflug zum Flug einer
noch engeren Kurve.

Hinweis: Nur die erste Begründung war in
der Klausur erforderlich.

1.15) Antwort: 2., geringeres Biegemoment
an der Flügelwurzel,
leichterer Flügel.

1.16) Abschreibung, Kraftstoffkosten, Wartungskosten,
Crew-Kosten, Zinsen, Versicherung, Gebühren

1.17)
Abschreibung =
$$\frac{\text{Anschaffungswert} - \text{Restwert}}{\text{Abschreibungszeitraum}}$$

Dimensionierung



Anfluggeschwindigkeit

kapp	1,7 (m/s²)**0.5
LFL	1925 m
Vapp	74,6 m/s
kt / m/s	1,944
Vapp	145 kt

$$V_{APP} = k_{APP} \cdot \sqrt{S_{LFL}}$$

Landestrecke

kL	0,107 kg/m³
CL,max,L	2,7
MLW / MTOW	0,72
mMTO / SW	772 kg/m²

$$m_{ML} / S_W = k_L \cdot \sigma \cdot C_{L,max,L} \cdot S_{LFL}$$

$$m_{MTO} / S_W = \frac{m_{ML} / S_W}{m_{ML} / m_{MTO}}$$

Startstrecke

KTO	2,34 m³/kg	CL,max,TO =	CL = 1,3	ΔCD
CL,max,TO	2,2	0,8 * CL,max,L =	CL = 1,5	0,01
TOFL	3300 m	2,16	CL = 1,7	0,02
a	0,00032231			0,03 gear: missed approach:

$$a = \frac{T_{TO} / (m_{MTO} \cdot g)}{m_{MTO} / S_W} = \frac{k_{TO}}{s_{TOFL} \cdot \sigma \cdot C_{L,max,TO}}$$

gear	0,015 JAR: $\Delta CD=0$;
CD,0	0,02 FAR: $\Delta CD=0,015$
=>	CD,P

2. Segment

A	10
nE	4
CD,P	0,039
L/D,TO	10,5
sin gamma	0,03
T,TO / mMTO*g	0,167

CL,TO =	1,53
CL,max,TO / 1,2²	

n	sin gamma
2	0,024
3	0,027
4	0,030

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \left(\frac{n_E}{n_E - 1} \right) \cdot \left(\frac{1}{L/D} + \sin \gamma \right)$$

Missed Approach

CD,P	0,044
L/D,L	10,0
sin gamma	0,027
MLW/MTOW	0,72
T,TO / mMTO*g	0,122

CL,L =	1,60
CL,max,L / 1,3²	

n	sin gamma
2	0,021
3	0,024
4	0,027

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \left(\frac{n_E}{n_E - 1} \right) \cdot \left(\frac{1}{L/D} + \sin \gamma \right) \cdot \frac{m_{ML}}{m_{MTO}}$$

Dimensionierung, Reiseflug und Entwurfsdiagramm

Parameter	Eingabe
(L/D)max	20
A	10
CD0	0,017
pi	3,1415926
e (Oswald)	0,85
C _{L,m}	0,67
M	0,85

Parameter	Eingabe
V/V _m	1 Jet, Theorie 1,31607401
C _L /C _{L,m}	1,000
C _L	0,668
L/D	20,000

$$C_L / C_{L,m} = 1 / (V / V_m)^2$$

$$L / D = (L / D)_{\text{max}} \cdot \frac{2}{\left(\frac{C_L}{C_{L,m}}\right) + \left(\frac{C_L}{C_{L,m}}\right)}$$

$$C_{D,0} = \frac{\rho \cdot A \cdot e}{4 \cdot (L / D)_{\text{max}}^2}$$

$$C_{L,m} = \sqrt{C_{D,0} \cdot \pi \cdot A \cdot e}$$

Konstante

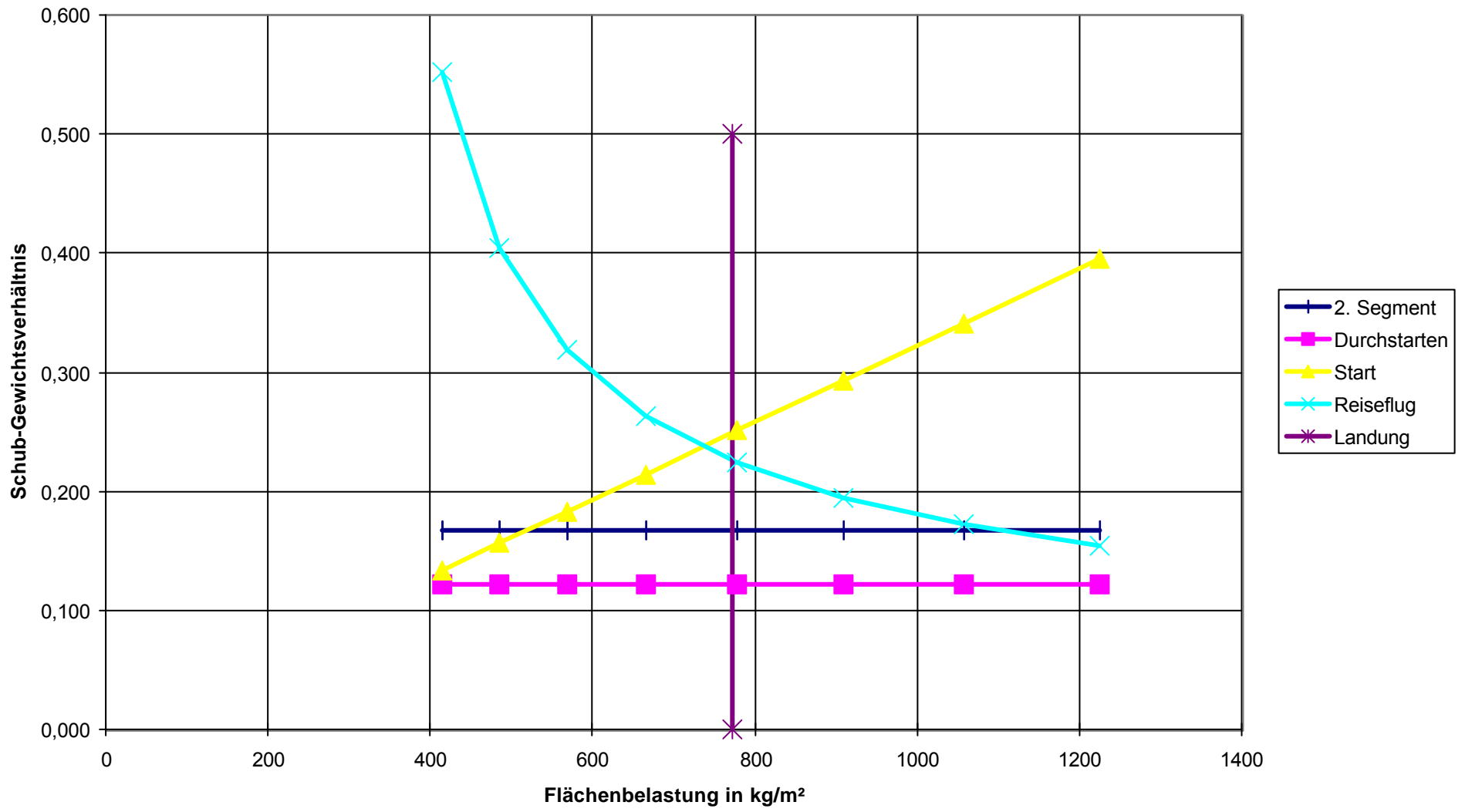
γ	1,4
g	9,81 m/s ²
p0	101325 Pa
e (Euler)	2,71828183

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \frac{1}{(T_{CR} / T_0) \cdot (L / D)}$$

$$\frac{m_{MTO}}{S_w} = \frac{C_L \cdot M^2 \cdot \gamma}{g \cdot 2} \cdot p(h)$$

Flughöhe	Reiseflug						2. Segment Durchstarten Start			Reiseflug		Landung
	h [km]	h [ft]	T _{CR} / T _{TO}	T _{TO} / m _{MTO} *g	p(h) [Pa]	m _{MTO} / S _w [kg/m ²]	T _{TO} / m _{MTO} *g	T _{TO} / m _{MTO} *g	T _{TO} / m _{MTO} *g	T _{TO} / m _{MTO} *g	T _{TO} / m _{MTO} *g	
10	32810		0,2565	0,195	26431	910	0,167	0,122	0,29		0,19	
11	36091		0,2233	0,224	22627	779	0,167	0,122	0,25		0,22	
12	39372		0,1901	0,263	19316	665	0,167	0,122	0,21		0,26	
13	42653		0,1569	0,319	16498	568	0,167	0,122	0,18		0,32	
14	45934		0,1237	0,404	14091	485	0,167	0,122	0,16		0,40	
15	49215		0,0905	0,552	12035	414	0,167	0,122	0,13		0,55	

Entwurfsdiagramm



Reiseflug

m/S	740 kg/m ²	<<<< Entwurfspunkt
T/(m*g)	0,24	<<<< Entwurfspunkt
(TCR/TTO) _{CR}	0,208	
h _{CR}	11451 m	= 37568 ft > 35000 ft
Ttroposphäre	214 K	Tstratosphäre 216,65 K
T	217	
a	295 m/s	
V _{CR}	251 m/s	

R	13797400 m	
to alternate	370400 m	5% Reservekraftstoff
s _{domestic}	14167800 m	S _{international} 14857670 m
s _{CR}	14857670 m	
SFC _{CR}	1,64E-05 kg/N/s	FAR Part 121 t _{loiter}
B _s	31183854 m	domestic 2700 s
Mff _{CR}	0,621	inter. 1800 s
t _{loiter}	1800 s	
SFC _{loiter}	1,64E-05 kg/N/s	
B _t	124313 s	
Mff _{loiter}	0,986	
Mff_Zusatz	0,950	
Mff	0,590	
mF/mMTO	0,410	
mOE/mMTO	0,480	(nach Loffin)
mMPL	43985 kg	
mMTO	399375 kg	
S _w	540 m ²	
T _{TO}	940289 N	(alle Triebwerke zusammen)
b	73,5 m	

9

2.2)

$$R = \frac{V \cdot L/D}{SFC_T \cdot g} \cdot \ln \frac{m_1}{m_2}$$

$$m_1 = m_{MT0} = 394600 \text{ kg}$$

$$m_{OE} = 181500 \text{ kg}$$

$$m_{PL} = 40950 \text{ kg}$$

$$m_2 = m_{OE} + m_{PL} = 222450 \text{ kg}$$

$$R = 14760 \text{ km}$$

$$a = 295 \text{ m/s} \quad V = M \cdot a = 0.87 \cdot 295 \text{ m/s} = 256.7 \text{ m/s}$$

$$L/D = \frac{R \cdot SFC_T \cdot g}{V \cdot \ln \frac{m_1}{m_2}}$$

$$= \frac{14760000 \text{ m} \cdot 16 \cdot 10^{-6} \text{ Kg} \cdot 9.81 \text{ N}}{N \cdot s \cdot \text{Kg} \cdot 256.7 \text{ m/s} \cdot \ln \frac{394600}{222450}} = \underline{\underline{15.7}}$$

2.3)

$$m_{FG} = 19500 \text{ kg}$$

$$m_{WG} = 18700 \text{ kg}$$

$$x_{CG, LEMAC} = 0.8 \text{ m}$$

$$x_{WG, LEMAC} = 1.6 \text{ m}$$

$$x_{FG} = 16.5 \text{ m}$$

$$x_{LEMAC} = x_{FG} - x_{CG, LEMAC} + \frac{m_{WG}}{m_{FG}} (x_{WG, LEMAC} - x_{CG, LEMAC})$$

$$= \underline{\underline{16.47 \text{ m}}}$$

(10)

2.4) a) Bei maximaler Gleitzahl

ist $c_{D0} = c_{Di}$, also: $\frac{c_{Di}}{c_{D0}} = \frac{D_i}{D_0} = \underline{\underline{1}}$

b) Der Aufbau der Winglets kann als eine Änderung der effektiven Streckung A_{eff} aufgefaßt werden:

$$A_{eff} = \frac{A}{1 + \delta_E}$$

Nach Vorlesungsunterlagen und Winglets von 10% der Spannweite:

$$a/b = 0.1 \quad 1 + \delta_E = 0.83$$

$$\frac{A_{eff}}{A} = \frac{A_{neu}}{A} = \frac{1}{0.83} = 1.205$$

$$c_{Di} = \frac{c_L^2}{\pi A e} \quad \frac{c_{Di, neu}}{c_{Di}} = \frac{A}{A_{neu}} = 0.83$$

$$c_D = c_{D0} + c_{Di} = 2 c_{Di}$$

$$\frac{c_{Dneu}}{c_D} = \frac{2 c_{Di, neu}}{2 c_{Di}} = \frac{c_{Di, neu}}{c_{Di}} = 0.83$$

Der Widerstand verringert sich um 17%

(11)

c) Die Hälfte der Widerstands =
 Reduzierung nach b) sind 8.5%.
 Damit ist dann:

$$\frac{C_{D, \text{neu}}}{C_D} \stackrel{!}{=} 0,915 = \frac{C_{Di, \text{neu}}}{C_{Di}} = \frac{C_{L, \text{neu}}^2}{C_L^2} \cdot \frac{A}{A_{\text{neu}}}$$

$$0,915 = \frac{C_{L, \text{neu}}^2}{C_L^2} \cdot 0,83$$

$$\frac{C_{L, \text{neu}}^2}{C_L^2} = 1,1024$$

$$W = m \cdot g = L = \frac{1}{2} \rho v^2 \cdot C_L \cdot S$$

$$\frac{W_{\text{neu}}^2}{W^2} = 1,1024$$

$$\frac{W_{\text{neu}}}{W} = \sqrt{1,1024} = 1,05$$

Das Gewicht (oder die Masse) des
 Flugzeugs dürfte um 5% ansteigen.

(12)

2.5)

$$M_{OE} = 126481 \text{ kg}$$

$$T_{T/0} = 138.8 \text{ kN}$$

$$C_{AM} = (175 + 4.1 \cdot 126.481) \text{ US\$}$$
$$= 693.6 \text{ US\$}$$

$$C_{EM} = 0.29 \cdot 138.8 \text{ US\$} = 40.25 \text{ US\$}$$

$$C = C_{AM} + 4 \cdot C_{EM} = 854.6 \text{ US\$}$$

↑ pro Blockstunde

$$C = 4102118 \text{ US\$}$$

↑ pro Jahr

Durchschnittliche Inflationsrate: 4,5%

$$\text{Inflationsfaktor: } 1.045^9 = 1.4861$$

$$2003 - 1994 = 9 \quad \uparrow$$

Wartungskosten in 2003:

$$4102118 \text{ US\$} \cdot 1.4861 = \underline{\underline{6096158 \text{ US\$}}}$$