

Lösung zur
§17-Klausur Flugzeugentwurf SS 2001

Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME

Datum: 29.06.2001

1. Klausurteil

1.1) Nennen Sie die entsprechende Bezeichnung in deutscher Sprache:

equipment	Ausrüstung
center of pressure	Druckpunkt
homebuilt	Eigenbauflugzeug
matching chart	Entwurfsdiagramm
angle of bank	Hängewinkel
commuter	Regionalverkehrsflugzeug
payload	Nutzlast
three-surface aircraft	Drei-Flächen-Flugzeug
lift distribution	Auftriebsverteilung
empennage	Leitwerk
pressure cabin	Druckkabine
galley	Küche

1.2) Nennen Sie die entsprechende Bezeichnung in englischer Sprache:

Bugfahrwerk	nose landing gear
Entwicklungsbeginn	go ahead
Flächenbelastung	wing loading
Flügelspitze	wing tip
Flugbegleiter	flight attendant
Flughandbuch	flight manual
Fracht	cargo
Gang	aisle
Gier-Roll-Schwingung	Dutch roll
Schub-Gewichtsverhältnis	thrust-to-weight ratio
Sinkflug	descent
T-Leitwerk	T-tail

1.3) Was versteht man unter dem *Nutzladefaktor* (load factor)?

Das Verhältnis aus tatsächlicher Beladung und möglicher Beladung. Bei Passagierflugzeugen insbesondere:

Passagiere an Bord / Anzahl der Passagiersitze

1.4) Für ein Flugzeug wird die Reichweite für Überführungsflüge d.h. die *Überführungsreichweite* (ferry range) mit 1000 NM angegeben. Wieviel kg Nutzlast kann bei diesen Flügen mitgenommen werden?

0 kg

1.5) Nennen Sie 4 Verordnungen, die Details zum Luftverkehrsgesetz regeln!

LuftBauO, LuftVO, LuftBO, LuftVZO, LuftPersV, LuftGerPV

1.6) Gegeben ist ein ziviles Flugzeug mit einer maximalen Abflugmasse von 10 t. Die für dieses Flugzeug durch Vorschriften geforderten Steiggradienten bei unterschiedlichen Flugbedingungen sind aufgeführt in:

- LuftBauO
- Grundgesetz
- JAR - 25
- JAR - 23
- FAR Part 25
- FAR Part 23

(Mehrfachnennungen sind möglich.)

1.7) Es soll ein Flugzeug für 15 Passagiere gebaut werden. Die maximale Abflugmasse wird nach ersten Berechnungen 7000 kg betragen. Als Antrieb sind zwei PTL-Triebwerke vorgesehen. Die technischen Details für eine europäische Zulassung des Flugzeugs entnehmen Sie:

- JAR - 23 (normal aeroplanes)
- JAR - 23 (commuter aeroplanes)
- JAR - 25
- JAR - 27
- JAR - 29

(Mehrfachnennungen sind möglich.)

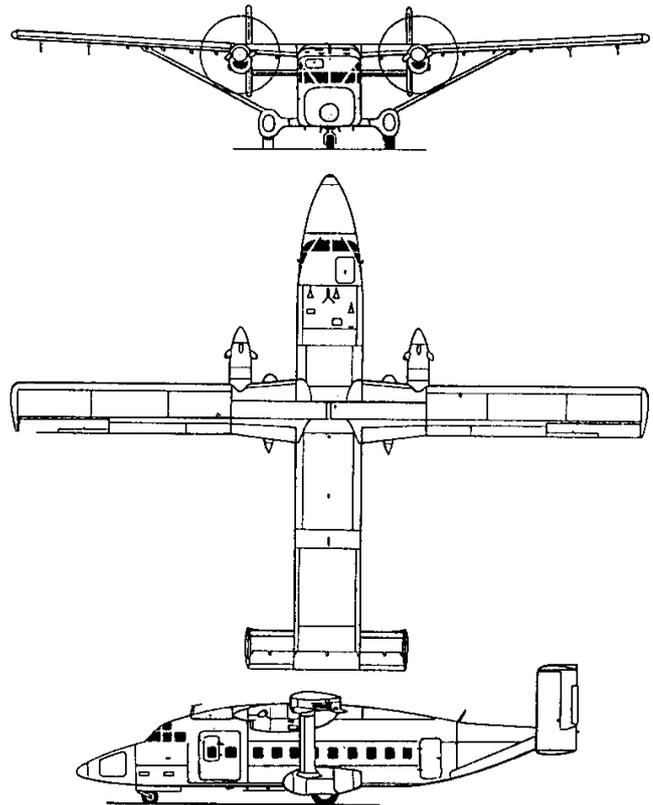
1.8) Nennen Sie einen ungefähren Zahlenwert für den maximalen Auftriebsbeiwert eines Flügelprofils das mit Slats und einer einfachen Fowlerklappe ausgerüstet ist!

3,0

1.9) Erklären Sie den Begriff *Balanced Field Length*!

"Balanced Field Length" ist die erforderliche Startstrecke bei der die Strecke bis zum Überfliegen eines Hindernisses von 35 ft beim Start mit einem (bei V1) ausgefallenen Triebwerk gerade so groß ist wie die Strecke zum Beschleunigen bis V1 und anschließendem Abbremsen.

- 1.10) Gezeigt ist die Dreiseitenansicht einer Shorts 330. Nennen Sie 4 besondere Merkmale dieser Konfiguration, und diskutieren Sie dabei die Vor- und Nachteile der Merkmale bzw. nennen Sie die aus den Merkmalen folgenden Konsequenzen für den Flugbetrieb.



Eckiger Rumpfquerschnitt

Vorteil:

Stehhöhe auch an der Seite,

Nachteil:

Keine Druckkabine, daher geringe Reise Flughöhe

Verstreibter Flügel

Vorteil:

Flügel kann leichter gebaut werden

Nachteil:

Höherer Luftwiderstand

Hauptfahrwerk an Rumpfauslegern

Vorteil:

Große Spurweite daher Stabilität beim Rollen

Nachteil:

Separate Fahrwerksverkleidung daher erhöhter Luftwiderstand

Doppeltes Seitenleitwerk

Vorteil:

Platz für Heckklappe

Seitenleitwerke wirken als Endscheibe für Höhenruder

Nachteil:

Höhenruder wird in dieser Anordnung schwerer

Shorts 330

- 1.11) Ein Flugzeug starte mit maximaler Abflugmasse. Dabei betrage die Kraftstoffmasse 35% der maximalen Abflugmasse. Die Betriebsleermasse betrage 50% der maximalen Abflugmasse. Die Nutzlast für den Flug ist mit 15000 kg angegeben. Berechnen Sie die maximale Abflugmasse!

100000 kg

2. Klausurteil

Aufgabe 2.1

- a) Der Reiseflug wird *nicht* bei der Geschwindigkeit durchgeführt, bei der die Gleitzahl maximal ist, sondern bei einer Geschwindigkeit, die um 70% über dieser Geschwindigkeit liegt. Berechnen Sie den Auftriebsbeiwert und die Gleitzahl im Reiseflug.

Die Reisefluggeschwindigkeit ist hier um 70% höher als die Geschwindigkeit, bei der die maximale Gleitzahl bzw. der minimale Widerstand erreicht wird. Daher ist

$$\frac{V}{V_m} = 1.7 \quad .$$

Unterstellen wird eine Polare der Form $C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\rho A e}$. Für diese Polare gelten die hier genutzten Zusammenhänge:

Der Nullwiderstandsbeiwert ist

$$C_{D,0} = \frac{\rho A e}{4 (L/D)_{max}^2} = \frac{\rho \cdot 9,1 \cdot 0,85}{4 \cdot 17} = 0,021 \quad .$$

Der Auftriebsbeiwert bei minimalem Widerstand ist

$$C_{L,m} = \sqrt{C_{D,0} \rho A e} = 0,7147 \quad .$$

Der Auftriebsbeiwert verhält sich im Verhältnis zur Geschwindigkeit so:

$$\frac{C_L}{C_{L,m}} = \frac{1}{(V/V_m)^2} = \frac{1}{1,7^2} \quad \text{und} \quad C_L = C_{L,m} \frac{1}{1,7^2} = 0,2473 \quad .$$

Für die Gleitzahl gibt es den Zusammenhang

$$L/D = (L/D)_{max} \frac{2}{\frac{C_L}{C_{L,m}} + \frac{C_{L,m}}{C_L}} = 10,507 \quad .$$

- b) Zeichnen Sie das Entwurfsdiagramm! Zeichnen Sie den Entwurfspunkt in das Diagramm ein! Geben Sie das Schub-Gewichtsverhältnis sowie die Flächenbelastung an!
 c) Berechnen Sie das Verhältnis aus Kraftstoffmasse und maximaler Startmasse.
 d) Berechnen Sie die maximale Startmasse des Flugzeugs, den erforderlichen Startschub und die Flügelfläche.

Die Aufgaben b), c) und d) entsprechen den eingeübten Standardentwurfsschema. Die Lösungsschritte wurden in den Lösungen zu den vergangenen Klausuren bereits gezeigt. Auf den folgenden Seiten werden vereinfachend die Ergebnisse der Excel-Tabelle angegeben.

Reiseflug und Entwurfsdiagramm

BPR

3

Fettdruck Eingabewerte
In Rot Ergebnisse

Parameter	Eingabe
(L/D) _{max}	17
A	9,1
CD0	0,0210
pi	3,1415926
e (Oswald)	0,85
C _{L,m}	0,71
M	0,7

Parameter	Eingabe
V/V _m	1,7 Jet, Theorie
C _L /C _{L,m}	0,346
C _L	0,247
L/D	10,507

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

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

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

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

Konstante

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

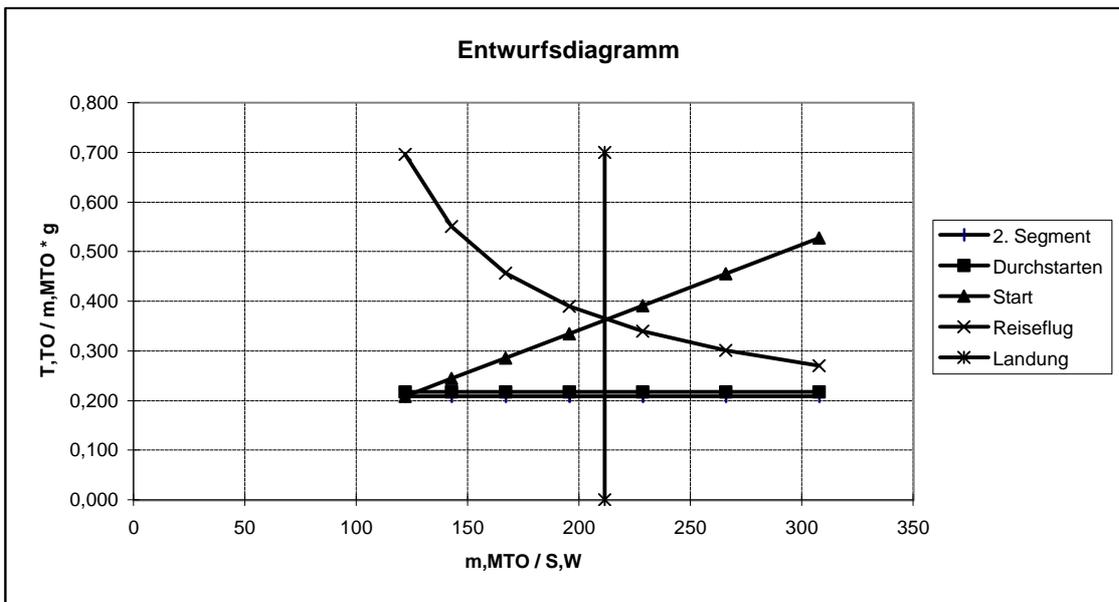
$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \frac{1}{(T_{CR} / T_0) \cdot (L/D)_{max}}$$

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

Flughöhe

Reiseflug

h [km]	h [ft]	T _{CR} / T ₀	T _{TO} / m _{MTO} * g	p(h) [Pa]	m _{MTO} / S _w [kg/m ²]
0	0	0,6381	0,149	101325	876
1	3281	0,6023	0,158	89873	777
2	6562	0,5665	0,168	79493	687
3	9843	0,5307	0,179	70105	606
4	13124	0,4949	0,192	61636	533
5	16405	0,4591	0,207	54015	467
6	19686	0,4233	0,225	47176	408
7	22967	0,3875	0,246	41056	355
8	26248	0,3517	0,271	35595	308
9	29529	0,3159	0,301	30737	266
10	32810	0,2801	0,340	26431	229
11	36091	0,2443	0,390	22627	196
12	39372	0,2085	0,456	19316	167
13	42653	0,1727	0,551	16498	143
14	45934	0,1369	0,695	14091	122



m/S	212 kg/m²	<<<< Entwurfspunkt
T/(m*g)	0,365	<<<< Entwurfspunkt
(TCR/TTO) _{CR}	0,261	
h _{CR}	10540 m	
T _{Troposphäre}	220 K	T _{stratosphäre} 216,65 K
T	220	
a	297 m/s	
V _{CR}	208 m/s	

R	2778000 m		
to alternate	0 m		
s _{domestic}	2778000 m	S _{international}	2916900 m
	↓	←	
s _{CR}	2780000 m		
SFC _{CR}	2,20E-05 kg/N/s	FAR Part 121	t _{loiter}
B _s	10126106 m	domestic	2700 s
Mff _{CR}	0,760	inter.	1800 s
	←		
t _{loiter}	2700 s		
SFC _{loiter}	2,20E-05 kg/N/s	Zur Vereinfachung werden Bedingungen wie im Reiseflug angenommen.	
B _t	48683 s		
Mff _{loiter}	0,946		

Mff _{engine}	1,000	
Mff _{taxi}	1,000	
Mff _{TO}	0,995	
Mff _{CLB}	0,998	
Mff _{DES}	0,990	
Mff _{CLB}	0,998	
Mff _{DES}	0,990	
Mff _L	0,992	
	0,964	Dieser Wert ist bereits in der Aufgabenstellung gegeben.

Mff	0,693	
mF/mMTO	0,307	
mOE/mMTO	0,592	Wert nach Daten der Cessna 525.
mMPL	465 kg	5 Personen zu je 93 kg
mMTO	4602 kg	
S _w	21,7 m²	
T _{TO}	16478 N	(alle Triebwerke zusammen)

Aufgabe 2.2**Hintergrund:**

Das Seitenleitwerk des zweistrahligen Flugzeugs hat eine Fläche von 21.5 m². Wie gewöhnlich ist bei Flugzeugen, die die Triebwerke unter dem Flügel angeordnet haben (bei Flugzeugen mit Hecktriebwerken kann dies anders sein) die Seitenleitwerksfläche dimensioniert zum Ausgleich des Giermomentes, das bei einem Triebwerksausfall während des Starts auftritt. Ein Triebwerksausfall während des Starts bedeutet ein hohes Giermoment durch große Schubdifferenz links und rechts, sowie eine geringe Seitenleitwerkswirksamkeit durch vergleichsweise niedrige Fluggeschwindigkeit. Der erforderliche Momentenausgleich muss durch die Größe des Seitenleitwerks sichergestellt werden.

Noch während der Entwicklung eines Flugzeugs wird hier

1. der Schub um 10% gesteigert,
2. der Rumpf um 15% verlängert

Das bedeutet 1. eine Zunahme des durch die Triebwerke verursachten Giermomentes, 2. aber auch ein größeres Momenten durch das Seitenleitwerk durch größeren Hebelarm (durch den längeren Rumpf).

Rechnung:

Das Giermoment des Seitenleitwerkes N_V muss das Giermoment durch das ausgefallene Triebwerk N_E und das Giermoment durch den Widerstand am ausgefallenen Triebwerk N_D ausgleichen. Es gilt

$$N_E + N_D = N_V$$

Es ist $N_D = 0.25 \cdot N_E$ für Triebwerke mit hohem Nebenstromverhältnis (hier: Nebenstromverhältnis: 6). Also ist

$$N_E + 0.25N_E = 1.25N_E = N_V$$

Es ist nach Skript

$$N_V = \frac{1}{2} \rho V_{MC}^2 \cdot \delta_F \left[\frac{c_{L,\delta}}{(c_{L,\delta})_{theory}} \right] \cdot (c_{L,\delta})_{theory} \cdot K' \cdot K_\Lambda \cdot S_V \cdot l_V$$

Um das Verhältnis zwischen neu (2) und alt (1) festzustellen, teilen wir

$$\frac{N_{V,1}}{N_{V,2}} = \frac{\frac{1}{2} \rho V_{MC}^2 \cdot \mathbf{d}_F \left[\frac{c_{L,d}}{(c_{L,d})_{theory}} \right] \cdot (c_{L,d})_{theory} \cdot K' \cdot K_\Lambda \cdot S_{V,1} \cdot l_{V,1}}{\frac{1}{2} \rho V_{MC}^2 \cdot \mathbf{d}_F \left[\frac{c_{L,d}}{(c_{L,d})_{theory}} \right] \cdot (c_{L,d})_{theory} \cdot K' \cdot K_\Lambda \cdot S_{V,2} \cdot l_{V,2}} = \frac{1.25N_{E,1}}{1.25N_{E,2}}$$

und kürzen Parameter, die sich nicht verändern

$$\frac{S_{V,1} \cdot l_{V,1}}{S_{V,2} \cdot l_{V,2}} = \frac{N_{E,1}}{N_{E,2}} \quad .$$

Aufgelöst nach $S_{V,2}$

$$S_{V,2} = S_{V,1} \frac{\frac{l_{V,1}}{N_{E,1}}}{\frac{l_{V,2}}{N_{E,2}}} = 21.5 \text{ m}^2 \cdot \frac{\frac{1}{1.10}}{\frac{1.15}{1}} = 20.57 \text{ m}^2$$

ist die jetzt erforderliche Fläche des Seitenleitwerks.

Aufgabe 2.3

Hinweise:

Die Gleichungen zur Beantwortung dieser Frage sind im Abschnitt 5 des Skriptes vorhanden, oder können aus der Flugmechanik leicht hergeleitet werden.

JAR 25.119 Landing climb: all-engines-operating

JAR 25.121 Climb: one-engine-inoperative

In beiden Fällen befindet sich das Flugzeug im Landeanflug, berechnet wird daher hier das Schub-Gewichtsverhältnis bezogen auf das Landegewicht.

Rechnung:

- Durchstarten §25.119

$$\sin g = 0.032$$

$$\frac{T_{R/O}}{m_L g} = \frac{1}{L/D} + \sin g = 0.132$$

- Durchstarten OEI §25.121

$$\sin g = 0.027$$

Anzahl der Triebwerke: $N = 4$

$$\frac{T_{R/O}}{m_L g} = \frac{N}{N-1} \left(\frac{1}{L/D} + \sin g \right) = 0.169$$

§25.121 stellt die höheren Anforderungen.

Die Anforderungen im §25.121 sind um **28%** höher als im §25.119 (bei gewählter Bezugsgröße nach §25.119).