

Lösung zur
§17-Klausur Flugzeugentwurf WS 98/99

Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME

Datum: 02.02.1999

1. Klausurteil

- | | | |
|------|-----------------------|-------------------------|
| 1.1) | downwash angle | Abwindwinkel |
| | missed approach | Durchstartmanöver |
| | empennage | Leitwerk |
| | type certificate | Musterzulassung |
| | ferry range | Überführungsreichweite |
| | galley | Küche |
| | lift curve slope | Auftriebsgradient |
| | entry into service | Indienststellung |
| | take-off field length | Sicherheitsstartstrecke |
| | loiter | Warteflug |
-
- | | | |
|------|--------------------------------------|--------------------------------|
| 1.2) | gieren | yaw |
| | Grenzschicht | boundary layer |
| | schräg fliegendes Nurflügelflugzeug, | oblique flying wing (aircraft) |
| | Pfeilung | sweep |
| | Randbedingung | constraint |
| | Rückenflosse | dorsal fin |
| | Schüttelgrenze | buffet onset boundary |
| | Schwerpunkt | center of gravity |
| | V-Form | dihedral |
| | Zuspitzung | taper ratio |
-
- 1.3) Ein überzogener Flugzustand, bei dem das Höhenleitwerk in die Nachlaufströmung des Flügels gerät. Durch den verminderten Staudruck ist die Wirksamkeit des Höhenleitwerks so weit reduziert, daß der Nicklagewinkel nicht mehr ausreichend vermindert werden kann. Das Flugzeug bleibt im überzogenen Flugzustand. "deep stall" ist bei Flugzeugen mit T-Leitwerk aufgetreten.
- 1.4) Etwa 97,5 kg .

$$1.5) \quad C_D = C_{D,0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e}$$

- 1.6) a) in Reiseflugkonfiguration: Etwa 0.85
b) bei ausgefahrenen Landeklappen: Etwa 0.7

1.7) Etwa 0.02

- 1.8) a) $(L/D)_{max}$ steigt.
b) $(L/D)_{max}$ sinkt.

1.9) Mindestens 2 (siehe JAR 25.817)

1.10) Mindestens 4 Flugbegleiter sind erforderlich (siehe FAR 91.533)

$$1.11) \quad \lambda = \frac{c_t}{c_r} = 0.6$$

$$S = \frac{c_t + c_r}{2} \cdot b = 320 \text{ m}^2$$

$$A = \frac{b^2}{S} = 5$$

- 1.12) Mit steigender Flügelstreckung A wird das Tankvolumen kleiner.
Mit steigender Flügelfläche S wird das Tankvolumen größer.
Mit steigender relativer Profildicke des Flügels t/c wird das Tankvolumen größer.

- 1.13) Mit steigender Flügelstreckung A wird die Flügelmasse größer.
Mit steigender Flügelpfeilung φ wird die Flügelmasse größer.
Mit steigender relativer Profildicke des Flügels t/c wird die Flügelmasse kleiner.
Mit steigendem λ wird die Flügelmasse größer.
Mit steigender Flügelfläche S wird die Flügelmasse größer.

- 1.14) Falls noch nicht geschehen, so kann ein superkritisches Profil gewählt werden.
Die Flügelpfeilung könnte größer gewählt werden.
Die relative Profildicke könnte kleiner gewählt werden.
Der Auftriebsbeiwert im Reiseflug könnte kleiner gewählt werden.

- 1.15) Der Nicklagewinkel Θ ist beim Anflug mit Vorflügeln größer als beim Anflug mit Landeklappen. Vorflügel erlauben einen höheren Anstellwinkel und dadurch einen höheren Auftriebsbeiwert. Landeklappen bewirken einen höheren Auftriebsbeiwert bereits ohne Änderung des Anstellwinkels. Der Nicklagewinkel Θ ergibt sich aus dem Anstellwinkel minus Gleitwegwinkel (von 3°).

- 1.16) $\partial C_M / \partial \alpha$ ist negativ. Wenn weiterhin gilt: $C_M(\alpha=0) > 0$, dann ist das Flugzeug statisch stabil in der Längsbewegung.

2. Klausurteil

Aufgabe 2.1

Dimensionierung eines vierstrahligen Langstreckenpassagierflugzeugs:

a) Ermitteln des Schubgewichtsverhältnisses $T_{TO} / (m_{MTO} \cdot g)$ sowie der Flächenbelastung m_{MTO} / S_W :

- Landeforderung: (Quelle: Skript nach [LOFTIN 80])

$$m_{ML} / S_W = \frac{k_L \cdot \sigma \cdot C_{L,max,L} \cdot s_{LFL}}{m_{ML} / m_{MTO}} = 755 \text{ kg/m}^2$$

mit $k_L = 0.107 \text{ kg/m}^3$ und $\sigma = 1$.

- Startforderung:

$$\frac{T_{TO} / (m_{MTO} \cdot g)}{m_{MTO} / S_W} = \frac{k_{TO}}{s_{TOFL} \cdot \sigma \cdot C_{L,max,TO}} = 0.000339 \text{ m}^2/\text{kg}$$

mit $k_{TO} = 2.34 \text{ m}^3/\text{kg}$ und $\sigma = 1$.

- 2. Segment

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \left(\frac{N}{N-1} \right) \cdot \left(\frac{1}{L/D} + \sin \gamma \right) = 0.1733$$

Gradient: **3.0%** for four-engined aeroplanes

- Durchstartmanöver

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \left(\frac{N}{N-1} \right) \cdot \left(\frac{1}{L/D} + \sin \gamma \right) \cdot \frac{m_{ML}}{m_{MTO}} = 0.1327$$

Gradient: **2.7%** for four-engined aeroplanes

- Reiseflug

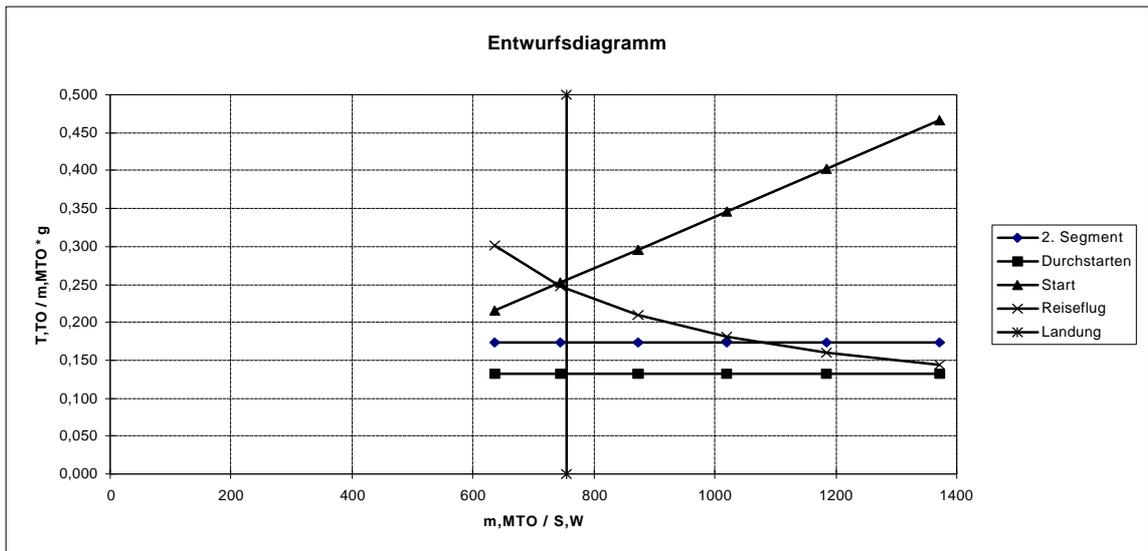
$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \frac{1}{(T_{CR} / T_0) \cdot (L/D)_{max}} \quad \text{und} \quad \frac{m_{MTO}}{S_W} = \frac{C_L \cdot M^2}{g} \cdot \frac{\gamma}{2} \cdot p(h)$$

Falls der Luftdruck berechnet werden soll (mit h in km):

$$p(h) = p_0 \cdot 0.2232 \cdot e^{-0.1577 \cdot (h-11)}$$

$$p_0 = 101325 \text{ Pa}$$

h	11 km	12 km	13 km
T_{CR} / T_{TO}	0.22	0.19	0.16
$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g}$	0.207	0.239	0.284
$p(h)$	22616 Pa	19316 Pa	16498 Pa
$\frac{m_{MTO}}{S_W}$	871 kg/m²	744 kg/m²	635 kg/m²



Der Auslegungspunkt ist bei:

$$\frac{m_{MTO}}{S_W} = 725 \text{ kg/m}^2 \quad \text{und} \quad \frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = 0.245$$

- b) Bestimmen der Reiseflughöhe h_{CR} .

Aus einer Interpolation der Werte aus der Tabelle oben:

$$h_{CR} = 12170 \text{ m} \approx 40\,000 \text{ ft.}$$

- c) Berechnen des Verhältnisses aus Kraftstoffmasse und maximaler Startmasse m_F / m_{MTO} .

$$B_s = \frac{L / D \cdot M_{CR} \cdot a}{SFC_T \cdot g} = 35.5 \cdot 10^6$$

$$\frac{m_F}{m_{MTO}} = (1 - M_{ff}) = 1 - e^{-\frac{S_{CR}}{B_s}} = 0.329$$

- d) Berechnen der maximalen Startmasse m_{MTO} des Flugzeugs, des erforderlichen Startschubs T_{TO} und der Flügelfläche S_W .

$$m_{MPL} = 295 \cdot 97.5 \text{ kg} + 18750 \text{ kg} = 47513 \text{ kg}$$

$$m_{MTO} = \frac{m_{MPL}}{1 - \frac{m_F}{m_{MTO}} - \frac{m_{OE}}{m_{MTO}}} = 262000 \text{ kg}$$

$$T_{TO} = m_{MTO} \cdot g \cdot \left(\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \right) = 629700 \text{ N} \quad \text{oder} \quad 157 \text{ kN pro Triebwerk}$$

$$S_W = m_{MTO} / \left(\frac{m_{MTO}}{S_W} \right) = 361 \text{ m}^2$$

Aufgabe 2.2

Nach der entsprechenden Gleichung im Skript aus dem Abschnitt "Masse und Schwerpunkt" [TORENBEEK 88] ist:

$$\frac{m_W}{m_{MTO}} = 4,90 \cdot 10^{-3} \cdot b_s^{0,75} \cdot \left(1 + \sqrt{\frac{b_{ref}}{b_s}} \right) \cdot n_{ult}^{0,55} \cdot \left(\frac{b_s / t_r}{m_{MTO} / S_W} \right)^{0,30}$$

$$n_{ult} \approx 1,5 \cdot n_{lim}$$

Das sichere Lastvielfache (limit load factor) n_{lim} folgt aus JAR-23:

JAR 23.337	Limit manoeuvring load factors
(a)	
(2)	4.4 for utility category aeroplanes; or
(3)	6.0 for aerobatic category aeroplanes.

$$\frac{m_{W,1}}{m_{W,2}} = \left(\frac{n_{lim,1}}{n_{lim,2}} \right)^{0,55} = \left(\frac{4,4}{6} \right)^{0,55} = 0,843$$

$$m_{W,2} = \frac{1}{0,843} \cdot m_{W,1} = 1,186 \cdot m_{W,1}$$

Der Flügel der Cessna Aerobat ist etwa 19% schwerer als der Flügel der Basisversion.

Aufgabe 2.3

10 FH
 + 10% von 10FH = 1 FH
 + 1 FH zum Ausweichflugplatz (alternate)
 + 0.5 FH im Holding

 12.5 FH
 =====