university of applied sciences
gegr. 1970 fachhochschule hamburg
FACHBEREICH FAHRZEUGTECHNIK
Studiengang Flugzeugbau

Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME

Lösung zur
§17-Klausur Flugmechanik 1 WS 99/00

Datum: 28.01.2000

1. Klausurteil

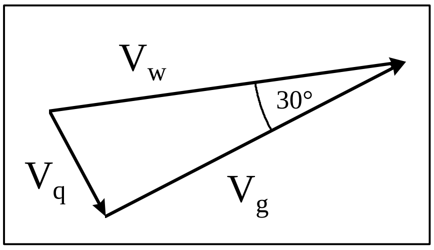
1.1) Die entsprechenden Bezeichnungen in deutscher Sprache lauten:

1.	speed of sound	Schallgeschwindigkeit
2.	chord line	Profilsehne
3.	wing tip	Flügelspitze
4.	sweep angle	Pfeilung oder Pfeilwinkel
5.	altitude	Höhe (über dem Meer)
6.	wing span	Spannweite
7.	wing loading	Flächenbelastung
8.	rudder	Seitenruder
9.	vertical tail	Seitenleitwerk (Seitenflosse)
10.	zero-lift drag	Nullwiderstand
11.	level flight	Horizontalflug
12.	bypass ratio	Nebenstromverhältnis
13.	to climb	steigen
14.	load factor	Lastvielfaches
15.	brake	Bremse
16.	runway	Start- und Landebahn
17.	thrust	Schub
18.	ultimate load	Bruchlast
19.	buffet onset boundary	Schüttelgrenze
20.	stick	Knüppel
21.	downwash angle	Abwindwinkel
22.	force	Kraft
23.	performance	Leistung (hier auch: Flugleistung), Leistungsvermögen
24.	to increase	zunehmen

1.2) **Troposphäre**

1.3) Die geopotentielle Höhe H beträgt etwa **10000 ft**.

1.4) Die Bahn 23 verläuft *in* Richtung 230°. Der Wind kommt hier *aus* Richtung 260°. Zwischen diesen Richtungen liegt ein Winkel von 30° (unter Vernachlässigung von *rechtweisender* Richtung bei der Angabe des Windes und *mißweisender* Richtung bei der Richtung der Startbahn). Die Windgeschwindigkeit V_w wird zerlegt in eine Komponente, die das Flugzeug als Gegenwind erfährt V_g und eine Komponente, die das Flugzeug als Seitenwind (Querwind) erfährt V_q.



Bei maximaler Seitenwindkomponente folgt aus

$$\frac{V_q}{V_w} = \sin 30° = \frac{1}{2}$$

$$V_w = 2\,V_q = 2 \cdot 15\text{ kt} = 30\text{ kt}$$

1.5)

H ft	T K	θ	$\sqrt{\theta}$	p N/m²	δ	σ
34 000	220.79	0.766 23	0.875 35	24 999	0.246 72	0.321
34 200	220.39	0.764 85	0.874 56	24 764	0.244 40	0.319
34 400	220.00	0.763 48	0.873 77	24 531	0.242 10	0.317
34 600	219.60	0.762 10	0.872 99	24 300	0.239 82	0.314
34 800	219.20	0.760 73	0.872 20	24 070	0.237 55	0.312
35 000	218.81	0.759 35	0.871 41	23 842	0.235 30	0.309
35 200	218.41	0.757 98	0.870 62	23 616	0.233 07	0.307
35 400	218.02	0.756 60	0.869 83	23 392	0.230 86	0.305
35 600	217.62	0.755 23	0.869 04	23 169	0.228 66	0.302
35 800	217.22	0.753 85	0.868 25	22 948	0.226 48	$\boxed{0.300}$

$$\rho = \rho_0\,\sigma = 1.225\text{ kg/m}^3 \cdot 0.3 = 0.3675\text{ kg/m}^3$$

1.6)

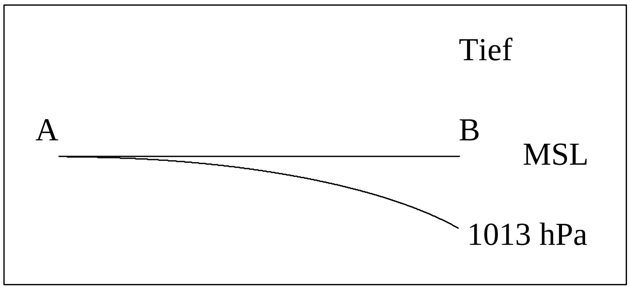
$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 \cdot S}$$

L Auftrieb
ρ Luftdichte
V Geschwindigkeit
S Referenz(flügel)fläche

1.7) Profiltiefe c = 1m
Flügelfläche S = 20 m²
Da Rechteckflügel: Spannweite $b = S / c$ = 20 m
Flügelstreckung $A = b^2 / S$ = 400 m² / 20 m² = **20**

1.8) etwa **0.85**

1.9) Der Höhenmesser zeigt die Höhe über der eingestellten Druckfläche an.

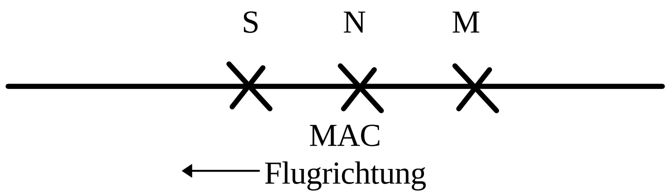


Hier wurde der Höhemesser in A bei einem Druck von 1013 hPa auf 0 ft eingestellt. In B befindet sich das Flugzeug nach der Landung in Meereshöhe (MSL) *über* der Druckfläche von 1013 hPa. <u>**Der Höhenmesser zeigt einen positiven Wert an.**</u>

Hinweis: Wäre der Pilot auf eine Höhenmesseranzeige von 0 ft gesunken, so wäre das Flugzeug in B unter Meereshöhe geraten.

Merke: " Vom Hoch in's Tief geht's schief ! "

1.10)



2. Klausurteil

Aufgabe 2.1 (20 Punkte)

a) Das QNH ist definitionsgemäß der Luftdruck in Meereshöhe. Antwort: **993 hPa**

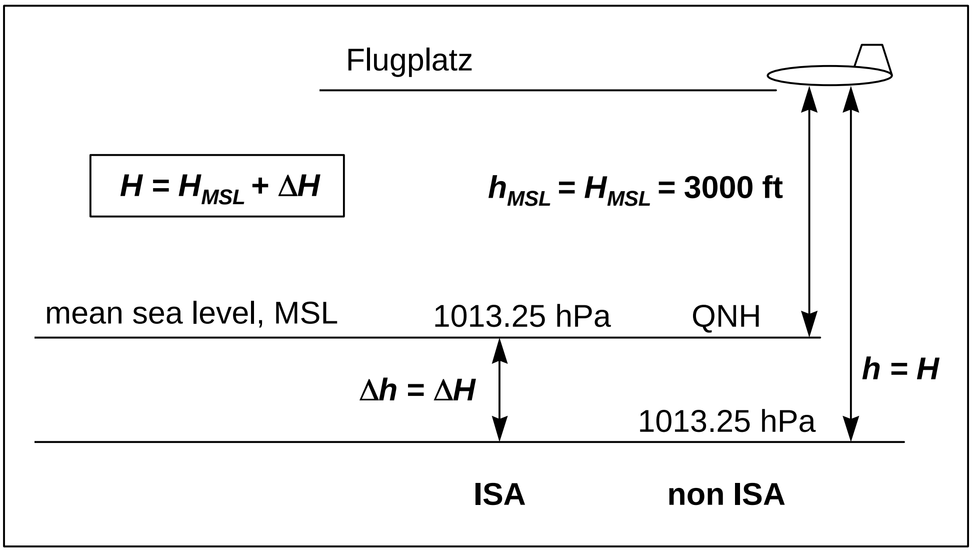
b) In Meereshöhe ist es *wärmer* als in der Höhe auf 3000 ft.

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

$$T_0 = T + L\,H$$

$$t_0 = t + L\,H = 25° + 1.9812 \cdot 10^{-3}\ °\mathrm{C}/\mathrm{ft} \cdot 3000\ \mathrm{ft} = 30.9\ °\mathrm{C}$$

c) Zunächst muß geklärt werden, ob Standardbedingungen vorliegen: die Temperatur in Meereshöhe wurde in b) berechnet zu 30.9 °C. Bei Standardbedingungen würden 15 °C vorliegen. Der Druck in Meereshöhe beträgt nach a) 993 hPa. Auch dies entspricht nicht dem Standardwert von 1013 hPa. Es muß also hinsichtlich des Druckes und hinsichtlich der Temperatur eine Korrektur vorgenommen werden.



QNH = 993 hPa
p_0 = 1013.25 hPa
$\Delta T = t - t_0 = 30.9\ °\mathrm{C} - 15\ °\mathrm{C} = 15.9\ °\mathrm{C}$

$$\Delta H = \frac{T_0 + \Delta T}{L}\left(1 - \left(\frac{\mathrm{QNH}}{p_0}\right)^{\frac{1}{5.25588}}\right) = 588.3\mathrm{ft}$$

$$H = H_{MSL} + \Delta H = 3588.3\mathrm{ft}$$

$L = 1.9812 \cdot 10^{-3}\ \mathrm{K}/\mathrm{ft}$

Der Druck am Flugplatz beträgt:

$$p = p_0 \left(1 - \frac{L}{T_0 + \Delta T} \cdot H\right)^{5.25588} = 894.8 \text{ hPa}$$

$R = 287.053 \dfrac{\text{Nm}}{\text{kgK}}$ die Temperatur am Flugplatz beträgt t = 25 °C oder T = 298.15 K

Die Dichte am Flugplatz beträgt

$$\rho = \frac{p}{R \cdot T} = 1.0455 \text{ kg / m}^3$$

Die Dichtehöhe dazu kann nach ISA-Tabelle abgeschätz werden: 5300 ft

Die Dichtehöhe kann auch berechnet werden aus der Gleichung für die Standardatmoshäre

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \left(1 - k_a \cdot H\right)^{4.25588}$$

$$h_\rho = H = \frac{1 - \frac{\rho}{\rho_0}^{\frac{1}{4.25588}}}{k_a} = 5315 \text{ ft}$$

d) Die relative Dichte $\sigma = \rho / \rho_0$ = 1.0455 / 1.225 = 0.8535

Die Wellenleistung eines Kolbenmotors folgt aus der empirischen Gleichung

$$\frac{P_S}{\left(P_S\right)_{SL}} = \sigma\left(1 + c_h\right) - c_h = 0.8535 \cdot (1 + 0.132) - 0.132 = 0.834$$

Die Wellenleistung nimmt um etwa 17 % ab.

Aufgabe 2.2 (5 Punkte)

$$\frac{T_{\max,h}}{W} = \frac{1}{E_{\max}} \qquad (1)$$

$$\frac{T_{\max,h}}{T_{\max,SL}} \approx \sigma \quad => \quad T_{\max,h} \approx \sigma \cdot T_{\max,SL} \qquad (2)$$

(2) in (1) :

$$\frac{T_{\max,SL}}{W} \cdot \sigma = \frac{1}{E_{\max}} \quad => \quad \sigma = \frac{1}{E_{\max} \cdot \frac{T_{\max,SL}}{W}} = \frac{1}{20 \cdot 0.2} = 0.25 \quad => \quad \text{ISA:} \quad \mathbf{39600 \text{ ft}}$$

Aufgabe 2.3 (13 Punkte)

a) $W = W / S \cdot S = 2600$ lb
Nach JAR 23.337 (a) (1): $n = 4.00$
aber für Normalflugzeuge maximal erforderlich: $\boldsymbol{n = 3.8}$

b) Für Normalflugzeuge gilt JAR 23.333 (c) (1) (i). Nach Dreisatz abhängig von der Höhe (hier 26000 ft) müssen Vertikalböen von **45 ft/s** berücksichtigt werden.

Für Normalflugzeuge gilt JAR 23.335 (a) (1) (i). Der Faktor "33" kann bei einer Flächenbelastung von 26 lb/ft² nach JAR 23.335 (a) (2) reduziert werden (Dreisatz) auf einen Faktor "32.67". Damit ergibt sich eine Bemessungsreisegeschwindigkeit von **166.6 kt**.

Aufgabe 2.4 (9 Punkte)

Die Reichweite eines kolbengetriebenen Propellerflugzeugs wird nach der Breguet'schen Reichweitengleichung berechnet aus

$$R = \frac{\eta_P \, E}{c' \, g} \ln \frac{m_1}{m_2} \tag{1}$$

Da die beiden Flüge mit dem gleichen Flugzeug durchgeführt werden, sollten der spezifische Kraftstoffverbrauch c' , die Gleitzahl E und der Propellerwirkungsgrad η_P bei beiden Flügen etwa gleich groß gewählt werden können.

Die Breguet'sche Reichweitengleichung fordert einen Flug mit konstanter Gleitzahl E bzw. mit konstantem Auftriebsbeiwert. Damit der Auftriebsbeiwert auch während des Langstreckenfluges konstant bleibt, muß bei (durch den Kraftstoffverbrauch) sinkendem Flugzeuggewicht die Flughöhe und/oder die Fluggeschwindigkeit entsprechend angepaßt werden.

Mit diesen Vorüberlegungen und Gl. (1)

$$\frac{R_1}{R_2} = \frac{\ln \frac{m_1}{m_{21}}}{\ln \frac{m_1}{m_{22}}}$$

m_1 ist die Masse *vor* dem Flug, die bei beiden Flügen 1000 kg beträgt.

m_{21} ist die Masse *nach* Flug 1: 985 kg

m_{22} ist die Masse *nach* Flug 2. Diese Masse ist zunächst gesucht.

$$m_{22} = \frac{m_1}{e^{\frac{R_2}{R_1} \cdot \ln \frac{m_1}{m_{21}}}} = \frac{1000 \text{ kg}}{e^{\frac{500}{50} \cdot \ln \frac{1000}{985}}} = 859.7 \text{ kg}$$

Es werden für den Langstreckenflug 1000 kg - 859.7 kg = 140.3 kg Kraftstoff benötigt.

Anmerkung: In der Praxis wird einfach der pro Stunde benötigten Kraftstoffverbauch mit der Flugzeit multipliziert. Mit diesem Vorgehen liegt man also auf der "sicher Seite". Denn nach dieser einfacheren Rechnung ergäbe sich hier ein Verbrauch von 150 kg Kraftstoff.

Aufgabe 2.5 (7 Punkte)

Neutralpunkt bei festem Ruder, h_N : 0.65
Neutralpunkt der Flügelrumpfkombination, h_0 : 0.25

Flügelfläche, S : 30 m²
mittlere aerodynamische Flügeltiefe (MAC), $\bar{\bar{c}}$: 2 m
Auftriebsgradient des Flügels, a : 4,9 1/rad
Höhenleitwerksfläche, S_T : 6 m²
modifizierter Höhenleitwerkshebelarm, l_T' : 7 m
Auftriebsgradient des Höhenleitwerks, a_1: 4,4 1/rad

Sind weitere Meßflüge erforderlich? Nein, denn wir können die gesuchte Größe berechnen:

$$h_N = h_0 + \bar{V}' \cdot \frac{a_1}{a}\left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \tag{1}$$

$$\bar{V}' = \frac{l_T' \cdot S_T}{\bar{\bar{c}} \cdot S} = 0.7 \tag{2}$$

aus (1) mit (2)

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 1 - \left(h_N - h_0\right) \cdot \frac{a}{a_1 \cdot \bar{V}'} = 0.364$$