fachhochschule hamburg
FACHBEREICH FAHRZEUGTECHNIK
Studiengang Flugzeugbau

Lösung zur
§17-Klausur Flugmechanik 1 SS99

Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME

Datum: 05.07.1999

1. Klausurteil

1.1) Die entsprechenden Bezeichnungen in deutscher Sprache lauten:

gust	Böe
to yaw	gieren
to pitch	nicken
drag	Widerstand
lift-to-drag ratio	Gleitzahl
equation of motion	Bewegungsgleichung
ceiling	Gipfelhöhe
aileron	Querruder
piston	Kolben
descending flight	Sinkflug
to stall	überziehen
range	Reichweite
payload	Nutzlast
equilibrium	Gleichgewicht
tailplane	Höhenleitwerk
aspect ratio	Streckung
stick-free stability	Stabilität bei losem Ruder
sideslip angle	Schiebewinkel
hinge moment	Scharniermoment
elevator	Höhenruder
load factor	Lastvielfaches
shaft power	Wellenleistung
angle of attack	Anstellwinkel
fuselage	Rumpf

1.2) **Stratosphäre**

1.3) **30000 ft**

1.4) Das Flugzeug hebt bei einer Geschwindigkeit über Grund von 150 kt - 20 kt = **130 kt** ab.

Bei konstanter Beschleunigung gilt: $s = \frac{1}{2} a t^2$ und $v = at$ und damit $s = \frac{v^2}{2a}$.

Die Startrollstrecke ist also proportional zum Quadrat der Geschwindigkeit. Das Verhältnis der Startrollstrecke ist $\frac{s_{wind}}{s_{ohne\ wind}} = \frac{130^2}{150^2} = 0.751$. Die Startrollstrecke verkürzt sich demnach auf etwa **75%**.

1.5) $q = \frac{1}{2}\rho v^2 = \frac{1}{2}\rho_0 v_E{}^2$ damit ist $v_E = v \cdot \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}} = 200\ \text{kt} \cdot \sqrt{\frac{1}{4}} = \mathbf{100\ kt}$

1.6) $C_M = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho v^2 \cdot S \cdot b}$

Der Nickmomentenbeiwert wird aus dem Nickmoment berechnet, welches durch den Staudruck, die Flügelfläche und eine charakteristische Länge (hier: die Spannweite) geteilt wird.

1.7) Gleitzahl: $E = \frac{C_L}{C_D} = \frac{0.8}{0.04} = 20$

1.8) $\eta_{max} = 0.8$

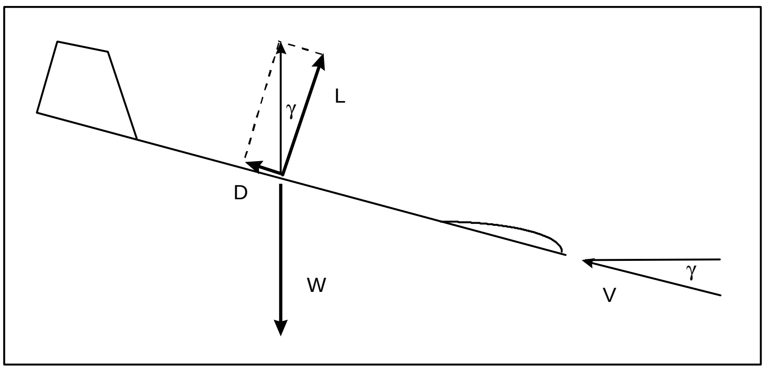
1.9) $\theta = \gamma + \alpha$ daraus: $\gamma = \theta - \alpha = 30° - 10° = 20°$

1.10)

- Neutralpunkt bei festem Ruder und
- Schwerpunkt

1.11)

D: drag = Widerstand
L: lift = Auftrieb
W: weight = Gewicht
V: Fluggeschwindigkeit
γ: Bahnneigungswinkel



$$\frac{D}{L} = \tan\gamma$$

$$E = \frac{L}{D} = \frac{1}{\tan\gamma}$$

2. Klausurteil (mit Hilfsmitteln - 150 Minuten - 55 Punkte)

Aufgabe 2.1 (9 Punkte)

a) Mit der Vereinfachung, daß die geopotentielle Höhe etwa der geometrischen Höhe entspricht $H \approx h$:

$$\Delta t = -L\,\Delta H \approx -L\,\Delta h = -1.9812 \cdot 10^{-3}\ \mathrm{K/ft} \cdot 10000\ \mathrm{ft} = -19.8\ \mathrm{K}$$

$$t_{Gletscher} = t_{MSL} + \Delta t = 25°\,\mathrm{C} - 19.8°\,\mathrm{C} = 5.2°\,\mathrm{C}$$

b) Der Flugplatz liegt direkt am Meer (d.h. auf MSL = mean sea level). Ein Höhenmesser eingestellt auf QNH liefert die Höhe über MSL. Der Höhenmesser zeigt also 0 ft.

c) Der Höhenmesser zeigt Druckhöhe h_p. Mit der Vereinfachung $H \approx h$:

Mit 25° C in Meereshöhe ist es 10° wärmer als nach der Standardatmoshäre: $\Delta T = +10\ \mathrm{K}$

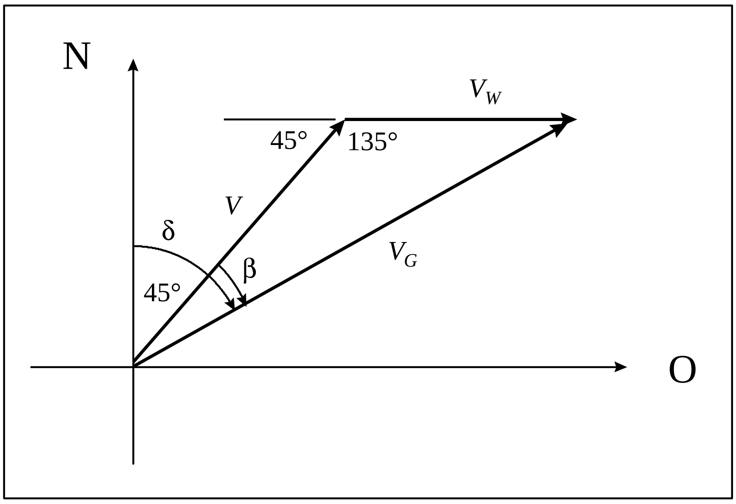
$$h_p = h \cdot \frac{T_0}{T_0 + \Delta T} = 10000\ \mathrm{ft} \cdot \frac{288.15\ \mathrm{K}}{288.15\ \mathrm{K} + 10\ \mathrm{K}} = 9665\ \mathrm{ft}$$

Aufgabe 2.2 (12 Punkte)

a) Nach dem Diagramm im Skript ist $\Delta V_C = 8\ \mathrm{kt}$ und $V_E = V_C - \Delta V_C = 200\ \mathrm{kt} - 8\ \mathrm{kt} = 192\ \mathrm{kt}$

In 39000 ft nach ISA-Tabelle: $\sqrt{\sigma}$ = 0.50822

$$V = \frac{V_E}{\sqrt{\sigma}} = \frac{192}{0.50822}\ \mathrm{kt} = 378\ \mathrm{kt}$$



b) $V_G = \sqrt{V^2 + V_W^2 - 2 \cdot V \cdot V_W \cdot \cos\alpha} = \sqrt{378^2 + 30^2 - 2 \cdot 378 \cdot 30 \cdot \cos 135°} = 400\ \mathrm{kt}$

c) $\frac{\sin\alpha}{\sin\beta} = \frac{a}{b}$ hier: $\frac{\sin 135°}{\sin\beta} = \frac{V_G}{V_W}$ $\beta = \arcsin\left(\frac{\sin 135°}{V_G / V_W}\right) = \arcsin\left(\frac{\sin 135°}{400/30}\right) = 3°$

$\delta = 45°+\beta = 45°+3° = 48°$ Der Kurs über Grund beträgt 48°.

Aufgabe 2.3 (9 Punkte)

Die folgende Tabelle zeigt eine mögliche Berechnungsreihenfolge an:

maximaler Auftriebsbeiwert	Querneigungswinkel 0° $n=1$	30° $n = 1/\cos 30° = 1.155$
1,40	II ←	I
1,81	↓ III	↓ IV

II aus I: $V_{s,1} = V_{s,turn} / \sqrt{n} \cdot = 54 \text{ kt} / \sqrt{1.155} = 50.2 \text{ kt}$

$$\frac{1}{2}\rho V_{II}^{\;2}\; C_{L,II}\; S = \frac{1}{2}\rho V_{III}^{\;2}\; C_{L,III}\; S$$

III aus II: $V_{III} = V_{II} \cdot \sqrt{\frac{C_{L,II}}{C_{L,III}}} = 50.2 \text{ kt} \sqrt{\frac{1.4}{1.81}} = 44.2 \text{ kt}$

IV aus I: $V_{IV} = V_{I} \cdot \sqrt{\frac{C_{L,I}}{C_{L,IV}}} = 54 \text{ kt} \sqrt{\frac{1.4}{1.81}} = 47.5 \text{ kt}$

Somit ergibt sich die vollständige Tabelle in folgender Form:

maximaler Auftriebsbeiwert	Querneigungswinkel 0°	30°
1,40	50.2 kt	54.0 kt
1,81	44.2 kt	47.5 kt

Aufgabe 2.4 (7 Punkte)

a) Die Steiggeschwindigkeit verringert sich

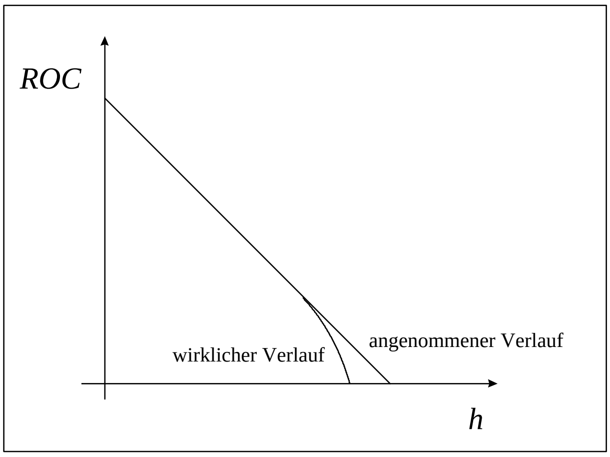
```
1.) von    0 ft auf  5000 ft um 670 ft/min - 470 ft/min also um 200ft/min
2.) von 5000 ft auf 10000 ft um 470 ft/min - 260 ft/min also um 210ft/min
```

Bei einer linearen Abnahme dürfte die Abnahme der Steiggeschwindigkeit bei 2.) auch nur 200 ft/min betragen. Dies soll hier zur Vereinfachung der Rechnung unterstellt werden. Die Steiggeschwindigkeit in 10000 ft wäre dann: **270 ft/min** .

b) $$\frac{ROC}{ROC_0} = 1 - \frac{h}{h_{abs}} \qquad 1 - \frac{ROC}{ROC_0} = \frac{h}{h_{abs}} \qquad h_{abs} = \frac{h}{1 - \frac{ROC}{ROC_0}} = \frac{10000 \text{ ft}}{1 - \frac{270}{670}} = 16750 \text{ ft}$$

Die absolute Gipfelhöhe beträgt 16750 ft.

c) Das nebenstehende Bild zeigt den angenommenen und den wirklichen Verlauf der Steigrate über der Höhe. Mit dem angenommenen linearisierten Verlauf wurde in b) also eine absolute Gipfelhöhe berechnet, die größer ist, als unter wirklichen Verhältnissen zu erreichen wäre. **Die absolute Gipfelhöhe wäre in Wirklichkeit also etwas geringer** als unter b) berechnet**.**



d)

$$t_{CLB} = -\frac{h_{abs}}{ROC_0} \cdot \ln\left(1 - \frac{h}{h_{abs}}\right) = -\frac{16750 \text{ ft}}{670 \text{ ft / min}} \cdot \ln\left(1 - \frac{15750}{16750}\right) = 70.5 \text{ min}$$

<u>Aufgabe 2.5</u> (18 Punkte)

Gegeben:

zusätzliches Lastvielfaches von einem g $\Rightarrow$	$n_c = 1$
Lastvielfaches $\Rightarrow$	$n = 2$
Schwerpunkt bei 30% MAC $\Rightarrow$	$h = 0.3$
"Neutralpunkt bei losem Ruder" bei 40% MAC $\Rightarrow$	$h_N' = 0.4$
"Manöverpunkt bei losem Ruder" (Abfangbogen, 2.) bei 50% MAC $\Rightarrow$	$h_m' = 0.5$

a) $n = 1/\cos\phi \qquad \phi = \arccos(1/n) = \arccos(1/2) = 60°$

b) Abfangbogen, 2.: $$\frac{\Delta P_\eta}{n_c} = -G_\eta \, W \, \frac{S_\eta}{S} \, \frac{\overline{\overline{c}}_\eta}{\overline{\overline{V}}'} \, \frac{b_2}{a_2} \, H_m'$$

Kurvenflug, 1.: $$\frac{\Delta P_\eta}{n_c} = -G_\eta \, W \, \frac{S_\eta}{S} \, \frac{\overline{\overline{c}}_\eta}{\overline{\overline{V}}'} \, \frac{b_2}{a_2} \left(H_m'\right)_{turn}$$

c) Beim Kurvenflug in der *Vertikal*ebene hängt die Knüppelkraft pro g ab von $H_m' = h_m' - h$, also von der **Lage des Manöverpunktes bei losem Ruder (Abfangbogen, 2.)** und der **Lage des Schwerpunktes**.

d) Beim Kurvenflug in der *Horizontal*ebene hängt die Knüppelkraft pro g ab von $\left(H_m'\right)_{turn} = \left(h_m'\right)_{turn} - h$, also von der **Lage des Manöverpunktes bei losem Ruder (Kurvenflug, 1.)** und der **Lage des Schwerpunktes**.

e) $h_m' - h_N' = 0.5 - 0.4 = 0.1$

Der Manöverpunt bei losem Ruder (Abfangbogen, 2.) liegt 10% hinter dem Neutralpunkt bei losem Ruder.

f) $h_m' = h_N' + \dfrac{\overline{V}'\, a_1}{2\,\mu_1}$ $\qquad h_m' - h_N' = 0.1 = \dfrac{\overline{V}'\, a_1}{2\,\mu_1}$

$$\left(h_m'\right)_{turn} = h_N' + \frac{\overline{V}'\, a_1}{2\,\mu_1}\left(\frac{n_c + 2}{n_c + 1}\right) \qquad \left(h_m'\right)_{turn} - h_N' = \frac{\overline{V}'\, a_1}{2\,\mu_1}\left(\frac{n_c + 2}{n_c + 1}\right) = 0.1\left(\frac{1+2}{1+1}\right) = 0.15$$

$$\left(h_m'\right)_{turn} = h_N' + 0.15 = 0.4 + 0.15 = 0.55$$

Der Manöverpunt bei losem Ruder (Kurvenflug, 1.) liegt bei 55% MAC.

g) $\left(h_m'\right)_{turn} - h = 0.55 - 0.3 = 0.25$

Der Manöverpunt bei losem Ruder (Kurvenflug, 1.) liegt um 25% MAC hinter dem Schwerpunkt.

h) $\left(H_m'\right)_{turn} = \left(h_m'\right)_{turn} - h = 0.25$ $\qquad H_m' = h_m' - h = 0.5 - 0.3 = 0.2$

$$\frac{\left(\dfrac{\Delta P_\eta}{n_c}\right)_{turn}}{\dfrac{\Delta P_\eta}{n_c}} = \frac{-G_\eta\, W\, \dfrac{S_\eta}{S}\, \dfrac{\overline{\overline{c}}_\eta}{\overline{V}'}\, \dfrac{b_2}{a_2}\left(H_m'\right)_{turn}}{-G_\eta\, W\, \dfrac{S_\eta}{S}\, \dfrac{\overline{\overline{c}}_\eta}{\overline{V}'}\, \dfrac{b_2}{a_2}\, H_m'} = \frac{\left(H_m'\right)_{turn}}{H_m'} = \frac{0.25}{0.2} = 1.25$$

Unter den gegebenen Bedingungen ist die Knüppelkraft pro g im Kurvenflug um 25% größer als im Abfangbogen.