hochschule für angewandte wissenschaften
FACHBEREICH FAHRZEUGTECHNIK UND FLUGZEUGBAU hamburg
university of applied sciences

Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME

Datum: 06.02.2002

Lösung zur
§17-Klausur Flugmechanik 1 WS 01/02

1. Klausurteil (keine Hilfsmittel - 45 Minuten - 20 Punkte)

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

1.	Druckhöhe	pressure height
2.	Geometrische Höhe	geometric height
3.	Dichtehöhe	density height
4.	Äquivalente Fluggeschwindigkeit	equivalent airspeed
5.	Geschwindigkeit über Grund	ground speed
6.	Wahre Fluggeschwindigkeit	true airspeed
7.	Umgebungstemperatur	ambient temperature
8.	Profiltiefe	chord
9.	Wölbung	camber
10.	Vorderkante	leading edge
11.	Hinterkante	trailing edge
12.	Streckung	aspect ratio

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

1.	to increase	zunehmen
2.	to decrease	abnehmen
3.	to assume	voraussetzen oder annehmen
4.	sweep	Pfeilung
5.	span	Spannweite
6.	wing loading	Flächenbelastung
7.	zero lift drag	Nullwiderstand
8.	skin friction drag	Reibungswiderstand
9.	wave drag	Wellenwiderstand
10.	lift to drag ratio	Gleitzahl
11.	efficiency	Wirkungsgrad
12.	to stall	überziehen

1.3) Wie viel "Freiheitsgrade" hat ein starres Flugzeug während des Fluges? Benennen oder beschreiben Sie diese "Freiheitsgrade"!

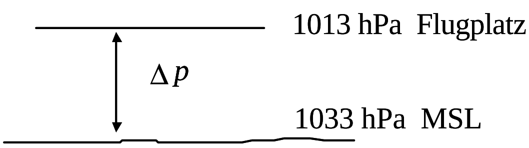
6 Freiheitsgrade:
Rotatorische Freiheitsgrade:
rollen, nicken, gieren
Translatorische Freiheitsgrade:
Vorwärtsbewegung, seitliche Bewegung, Vertikalbewegung

1.4)

3 NM	sind etwa:	**5,4**	km
22000 ft	sind etwa:	**6600**	m
FL 360	sind genau:	**36000**	ft Druckhöhe

1.5) Am Flugplatz wird bekannt gegeben: Das QNH beträgt 1033 hPa, die Temperatur beträgt 15 °C. Ein Flugzeug steht auf dem Vorfeld. Der Pilot stellt den Höhenmesser so ein, dass er 0 ft anzeigt. Das ergibt eine Anzeige von 1013 hPa. Liegen Standardbedingungen vor (Begründung)? Wie hoch liegt der Flugplatz etwa?

Es liegen **keine Standardbedingungen** vor, weil weder der Luftdruck in Meereshöhe 1013 hPa beträgt noch die Temperatur 15°C.



Δp = 20 hPa; 1 hPa entspricht 30 ft
Δp entspricht **600 ft**.

1.6) Ein Flugzeug hat einen Widerstandsbeiwert von C_D = 0,0285. Maßnahmen zur Widerstandsreduktion vermindern diesen Wert um 30 *drag counts*. Berechnen sie den neuen Widerstandsbeiwert!

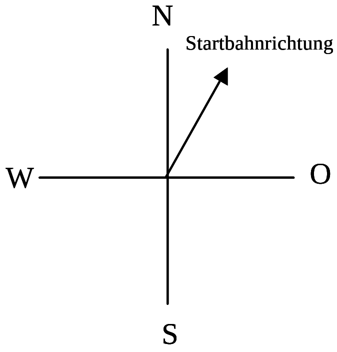
$C_{D,neu}$ = **0,0255**

1.7) Ein Flugzeug hat bei einem unbeschleunigten (flachen) Steigflug (mit einer Fluggeschwindigkeit V = 100 m/s) einen Auftrieb L = 100000 N und einen Schub T = 30000 N. Die Gleitzahl beträgt 20. Schätzen Sie den Schubüberschuss (*excess thrust*) und den Leistungsüberschuss (*excess power*) ab!

Flacher Steigflug bedeutet: $L \approx W$ und $T \approx D$.
$L / D = 20$. $D = L / 20$ = 100000 N / 20 = 5000 N
Schubüberschuss: $T - D$ = 30000 N - 5000 N = **25000 N**
Leistungsüberschuss: $(T - D)\ V$ = 25000 N · 100 m/s = 2500000 W = **2500 kW**

1.8) "Wind Nord-Ost, Startbahn 03 ..." passt das zusammen? Begründung!

Der Wind *kommt* aus Nord-Ost also *aus* 45°. Die Startbahn ist in Richtung 30° ausgerichtet (siehe Skizze), also auch etwa in Richtung Nord-Ost (leichter Seitenwind von rechts). Es wird also (wie üblich) gegen den Wind gestartet. Das passt! Ergo: Liedermacher, die selber fliegen schreiben auch vernünftige Texte.



1.9) Was versteht man unter der "*coffin corner*"?

Beim Fliegen in großer Flughöhe kommt es zu zwei Effekten:

1.) Durch die mit zunehmender Höhe abnehmende Luftdichte wird bei gegebenem max. Auftriebsbeiwert die **Überziehgeschwindigkeit höher**.

2.) Durch die mit zunehmender Höhe abnehmende Luftdichte wird bei gegebener Reisefluggeschwindigkeit der erforderliche Auftriebsbeiwert höher. Dieser höhere Auftriebsbeiwert erfordert einen vermehrten Unterdruck auf der Flügeloberseite und somit höhere Übergeschwindigkeiten. Damit wird die **Schüttelgrenze niedriger**.

Fazit: Die begrenzenden Geschwindigkeiten kommen mit zunehmender Höhe immer enger zusammen. **Dort wo sich die Kurven treffen liegt die "*Coffin Corner*"**. An der *Coffin Corner* kann das Flugzeug nur noch mit genau einer Geschwindigkeit geflogen werden.

1.10) Wie ist der Neutralpunkt (*aerodynamic center*) definiert?

Der Neutralpunkt ist der Punkt auf der Profilsehne eines Profils, der ein konstantes Nickmoment bei verschiedenen Anstellwinkeln zeigt.

1.11) Was kennzeichnet den Neutralpunkt bei festem Ruder (*neutral point stick fixed*)?

Wenn der Schwerpunkt auf dem Neutralpunkt bei festem Ruder liegt, dann ist der erforderliche Höhenruderausschlag unabhängig von der Fluggeschwindigkeit.

2. Klausurteil (mit Hilfsmitteln - 135 Minuten - 39 Punkte)

Aufgabe 2.1 (8 Punkte)

Ein Flugzeug fliegt mit einer Machzahl von 0,83. Die Temperatursonde misst eine Temperatur von 245 K. Der Höhenmesser ist auf ein QNH von 1013 hPa eingestellt und zeigt eine Höhe von 30000 ft.
Gegeben: Recovery-Faktor: 0,97
Radius der Erde: $2{,}09 \cdot 10^7$ ft

a) Berechnen Sie die wahre Temperatur!

$$T = \frac{T_I}{1+0{,}2\,k_r M^2} = \frac{245\text{ K}}{1+0{,}2\cdot 0{,}97\cdot 0{,}83^2} = 216{,}12\text{ K}$$

b) Berechnen Sie die <u>geopotentielle</u> Höhe des Flugzeugs!

Der Höhenmesser misst Druck, der (unter der Annahme der ISA) im Höhenmesser in die Anzeige einer Höhe – der Druckhöhe – umgewandet wird. In der ISA wäre $h_p = H$ und bei $H =$ 30000 ft wäre

$$T = T_0 - L \cdot H = 228{,}71\text{ K} \ .$$

Ermittelt hatten wir aber T = 216,12 K. Dies ist eine Temperaturdifferenz ΔT = -12,59 K gegenüber der ISA. Wegen der Temperaturdifferenz ist $h_p \neq H$. Es ist

$$H = h_p \frac{T_0 + \Delta T}{T_0} = 28689\text{ ft} \ .$$

Wir haben ein Problem: Weil wir die Höhe H nicht kennen, können wir zunächst auch die Temperaturdifferenz nicht feststellen und damit auch H nicht. Die Lösung gelingt iterativ:

H = 28689 ft	T = 231,31 K	ΔT = -15,19 K
H = 28419 ft	T = 231,85 K	ΔT = -15,73 K
H = 28363 ft	T = 231,95 K	ΔT = -15,83 K
<u>H = 28351 ft</u>	bei dieser geringen Änderung von H können wir die Iteration abbrechen.	

c) Berechnen Sie die <u>geometrische</u> Höhe des Flugzeugs!

$$h = \frac{r_{earth} \cdot H}{r_{earth} - H} = \underline{28390\text{ ft}}$$

Aufgabe 2.2 (8 Punkte)

Ein Flugzeug hat eine maximale Gleitzahl von 20. Berechnen Sie den erforderlichen Schub für den unbeschleunigten Horizontalflug mit einer Geschwindigkeit von 200 kt.

Gegeben: Luftdichte: 1,225 kg/m³
Streckung: 9,5
Oswald-Faktor, *e*: 0,85
Referenzflügelfläche: 120 m²
Gesamtmasse: 75000 kg

Hinweis: Gehen Sie - wie bei vereinfachten Rechnungen üblich - von einer parabolischen Polaren aus.

$$C_{D0} = \frac{\pi\, A\, e}{4\, E_{max}^{\;2}} = 0{,}01586$$

$$C_L = \frac{2\, m\, g}{\rho\, V^2\, S} = 0{,}9456$$

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^{\;2}}{\pi\, A\, e} = 0{,}0511$$

$$T = D = \frac{1}{2}\rho\, V^2\, C_D\, S = \underline{39763 \text{ N}}$$

Aufgabe 2.3 (8 Punkte)

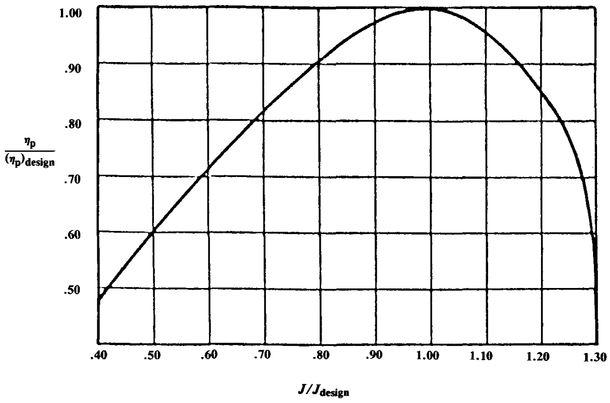
Ein Propellerflugzeug mit starrer Luftschraube ist so ausgelegt, dass es bei einer Drehzahl von 2500 1/min und einer wahren Fluggeschwindigkeit von 115 kt den maximalen Propellerwirkungsgrad von 0,8 erreicht. Für einen Langstreckenflug soll jetzt kraftstoffsparend geflogen werden: Gewählt wird darum eine Druckhöhe von 10000 ft und eine Drehzahl von 2300 1/min. Diese Flugbedingungen fordern nur 50% der Nennleistung des Motors. 100% Motorleistung entsprechen 117 kW. Die Luftdaten entsprechen den Bedingungen der Internationalen Standardatmosphäre.

Gegeben: Flügelfläche: 16,3 m²
Widerstandsbeiwert bei Nullauftrieb: 0,032.

a) Berechnen Sie den Propellerwirkungsgrad bei 2300 1/min und 115 kt mit Hilfe der aus der Literatur bekannten Diagramme!

$$\frac{J}{J_{design}} = \frac{V}{V_{design}} \cdot \frac{n_{design}}{n} = 1.087$$

Aus diesem Diagramm ...



... erhalten wir $\dfrac{\eta}{\eta_{design}} = 0{,}97$

$$\eta = \frac{\eta}{\eta_{design}} \cdot \eta_{design} = 0{,}97 \cdot 0{,}8 = \underline{\mathbf{0{,}776}}$$

b) Welche wahre Fluggeschwindigkeit wird bei dem Langstreckenflug in 10000 ft im unbeschleunigten Horizontalflug erreicht? (Der Gebrauch der Näherungsformel ist zulässig.)

$P_S = 1/2\, P_{max}$ = 58,5 kW $\qquad P = \eta\, P_S$ = 0,776 · 58,5 kW = 45,4 kW

$$D = \frac{P}{V} = 1/2\, \rho\, V^2\, C_D\, S \qquad V = \sqrt[3]{\frac{2\,P}{\rho\, C_D\, S}} \qquad C_D = C_{D0} + \frac{{C_L}^2}{\pi\, A\, e}$$

Aufgrund der vergleichsweise hohen Geschwindigkeit wird (näherungsweise!) der induzierte Widerstand in der letzten Gleichung vernachlässigt. Es bleibt:

$$C_D = C_{D0} \qquad \text{und} \qquad V = \sqrt[3]{\frac{2\,P}{\rho\, C_{D0}\, S}} \quad .$$

Diese Gleichung für V hätte auch direkt dem Skript entnommen werden können. Die Luftdichte in 10000 ft ist ρ = 0,9046 .

V = 57,73 m/s = 112,2 kt .

Bei dieser Geschwindigkeit ist jedoch der Propellerwirkungsgrad ein anderer als der oben mit 115 kt berechnete Propellerwirkungsgrad. Die Lösung ist wieder aus einer Iteration zu finden.

$$\frac{J}{J_{design}} = 0{,}90 \qquad \frac{\eta}{\eta_{design}} = 0{,}975 \qquad \eta = \frac{\eta}{\eta_{design}} \cdot \eta_{design} = 0{,}78$$

$P = \eta\, P_S$ = 45,63 kW $\qquad V$ = 57,83 m/s = <u>112,4 kt</u>

Aufgabe 2.4 (5 Punkte)

Bei der Landung überfliegt jedes Flugzeug ein imaginäres Hindernis, dessen Höhe 50 ft beträgt. Welche Strecke wird vom Überfliegen dieses Hindernisses bis zum Aufsetzen von einem Flugzeug in etwa zurückgelegt, wenn ein ILS-Anflug mit 3° geflogen wird? Die Anfluggeschwindigkeit von 200 kt ist bis zum Aufsetzen konstant und der Pilot fliegt den Abfangbogen mit einem Lastvielfachen von 1,2.

Wir unterstellen: $V_f = V_A$ = 200 kt = 102,89 m/s $\qquad n$ = 1,2

$$R = \frac{V_f^{\,2}}{g\,(n-1)} = 5396 \text{ m}$$

$$s_{tr} = R \sin\gamma = 282{,}4 \text{ m}$$

$$h_{tr} = R\,(1-\cos\gamma) = 7{,}39 \text{ m}$$

$$h_{sc} = 50 \text{ ft} = 15{,}24 \text{ m}$$

$$s_{des} = \frac{h_{sc} - h_{tr}}{\tan\gamma} = 149{,}8 \text{ m}$$

$$s_a = s_{tr} + s_{des} = \underline{432{,}2 \text{ m}}$$

Aufgabe 2.5 (6 Punkte)

Ein Experimentalflugzeug wird so beladen, dass der Schwerpunkt an der Stelle des Neutralpunktes bei losem Ruder liegt. Es wird eine koordinierte Kurve mit einem Hängewinkel von 30° geflogen und dabei eine Handkraft von 10 N gemessen. Anschließend wird eine koordinierte Kurve mit einem Hängewinkel von 60° geflogen. Berechnen Sie das Lastvielfache für beide Kurvenflüge!

ϕ	$n = \dfrac{1}{\cos\phi}$	$n_c = n - 1$
30°	1,1547	0,1547
60°	2,0	1,0

Auf welchen Wert steigt die Handkraft in der 60°-Kurve? Es darf unterstellt werden, dass das Fluggewicht, Geometrie- und aerodynamische Parameter dabei gleich bleiben.

$$\Delta P = -n_c\, G_\eta\, W \frac{S_\eta}{S} \frac{\bar{\bar{c}}_\eta}{\bar{\bar{V}}'} \frac{b_2}{a_2} (H_m')_{turn}$$

$$(H_m')_{turn} = (h_m')_{turn} - h$$

$$\left(H_m{}'\right) = h_N{}' - h + \frac{\overline{V}'\,\overline{a}_1}{2\,\mu_1}\left(\frac{n_c+2}{n_c+1}\right)$$

Der Schwerpunkt liegt in diesem Fall an der Stelle des Neutralpunktes bei losem Ruder. D.h.:

$h_N{}' - h = 0$ und damit $\left(H_m{}'\right) = \frac{\overline{V}'\,\overline{a}_1}{2\,\mu_1}\left(\frac{n_c+2}{n_c+1}\right)$

$$\frac{\Delta P_{\eta,60}}{\Delta P_{\eta,30}} = \frac{\dfrac{n_{c,60}+2}{n_{c,60}+1}}{\dfrac{n_{c,30}+2}{n_{c,30}+1}} \cdot \frac{n_{c,60}}{n_{c,30}} = \frac{\dfrac{1+2}{1+1}}{\dfrac{0{,}1547+2}{0{,}1547+1}} \cdot \frac{1}{0{,}1547} = \frac{\dfrac{3}{2}}{\dfrac{2{,}1547}{1{,}1547}} \cdot \frac{1}{0{,}1547} = 5{,}196$$

$$\Delta P_{\eta,60} = \Delta P_{\eta,30} \cdot 5{,}196 = 10N \cdot 5{,}196 \;=\; 51.96 \text{ N}$$

Die Knüppelkraft bei 60° Hängewinkel beträgt etwa <u>52 N</u>.

Aufgabe 2.6 (4 Punkte)

Gegeben ist ein Auszug aus den Zulassungsvorschriften:

JAR 25.121 Climb: one-engine-inoperative
(d) Discontinued Approach. ... the steady gradient may not be less than 2· 1% for two-engined aeroplanes, 2· 4% for three-engined aeroplanes and 2· 7% for four-engined aeroplanes, with -
(1) The critical engine inoperative, the remaining engines at the available take-off power or thrust;

Berechnen Sie am Beispiel eines vierstrahligen Flugzeugs mit einer Gleitzahl von 10 (Landekonfiguration) das erforderliche Schub-Gewichtsverhältnis des (fehlerfreien) Flugzeugs!

$\sin\gamma = \frac{T}{W} - \frac{1}{E}$ $\frac{T}{W} = \sin\gamma + \frac{1}{E}$ = 0,027 + 1/10 = 0,127

$\frac{3}{4}\left(\frac{T}{W}\right)_{fehlerfrei} = \frac{T}{W}$ $\left(\frac{T}{W}\right)_{fehlerfrei} = \frac{4}{3}\frac{T}{W} = \frac{4}{3}\cdot 0{,}127$ = <u>0,169</u>