



## Lösung zur Klausur Flugmechanik 1 SS 2010

Datum: 08.07.2010

### 1. Klausurteil

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

- |                               |                                  |
|-------------------------------|----------------------------------|
| 1. Flugleistung               | aircraft performance             |
| 2. Flugdynamik / Flugregelung | flight dynamics / flight control |
| 3. schieben                   | to slip                          |
| 4. angezeigt                  | indicated                        |
| 5. Wendezeiger                | turn indicator                   |
| 6. Faustformel                | rule of thumb                    |
| 7. Zuspitzung                 | taper                            |
| 8. Höhenruder                 | elevator                         |
| 9. Nebenstromverhältnis       | bypass ratio                     |
| 10. Sinkrate                  | rate of descent                  |
| 11. Dienstgipfelhöhe          | service ceiling                  |
| 12. Kurvenflug                | turning flight                   |

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

- |                       |   |
|-----------------------|---|
| 1. pitch              | Nicken <i>oder</i> : Nickwinkel           |
| 2. artificial horizon | künstlicher Horizont                      |
| 3. yaw                | das Gieren <i>oder</i> : die Gierbewegung |
| 4. mean sea level     | Meeresspiegel, Normalnull                 |
| 5. directional giro   | Kurskreisel                               |
| 6. ground speed       | Geschwindigkeit über Grund                |
| 7. camber             | Wölbung                                   |
| 8. anhedral           | negative V-Form                           |
| 9. L over D           | Gleitzahl                                 |
| 10. shaft power       | Wellenleistung                            |
| 11. bypass ratio      | Nebenstromverhältnis                      |
| 12. excess thrust     | Schubüberschuss                           |

1.3) Wie sind *Druckhöhe*, *Kabinenhöhe* und *Flugfläche* definiert? Wie unterscheiden sie sich?a) Druckhöhe

Die Druckhöhe ist die geopotentielle Höhe ( $\approx$  geometrische Höhe), die dem vorliegenden Druck in der Standardatmosphäre entspricht. Die Druckhöhe ist Null auf einer Bezugsdruckfläche. Der Druck dieser Bezugsdruckfläche wird im Höhenmesser eingestellt. Wird das QNH eingestellt, so erhält man als Anzeige des Höhenmessers die Druckhöhe über dem Meeresspiegel.

b) Kabinenhöhe

Die Kabinenhöhe ist die Druckhöhe, die sich aus dem Druck in der Kabine ergibt.

c) Flugfläche

Die Flugfläche ist ein Wert, der sich aus der Druckhöhe in ft geteilt durch 100 ergibt. Die Flugfläche in der Druckfläche 1013 hPa ist Null.

Die Unterschiede ergeben sich aus der Anwendung:

- a) Höhe ermittelt aus dem Druck bezogen auf ein gewähltes Druckniveau.
- b) Der Kabinendruck ausgedrückt als Höhe (zum leichteren Verständnis).
- c) Flughöhe für Flugzeuge im Streckenflug.  
Der Höhenmesser steht bei allen Flugzeugen auf 1013 hPa.

## 1.4) Was bedeutet der Merksatz "Im Winter sind die Berge höher!"?

Der Höhenmesser ist eigentlich gar kein Höhenmesser, sondern ein Barometer, das den aktuellen Luftdruck misst und als Höhe anzeigt. Für die Anzeige der Höhe werden die Bedingungen der Standardatmosphäre unterstellt. Liegen (wie das normalerweise der Fall ist) keine Standardbedingungen vor, dann zeigt der Höhenmesser eine falsche geometrische Höhe an. Eine sommerlich warme Luftsäule in der Atmosphäre wird bei winterlich kalten Bedingungen kürzer. Daher fliegt ein Flugzeug dann tiefer, wenn es den gleichen Druck misst als im Sommer. Die Berge erscheinen dann höher.

## 1.5) Sie verstellen den Höhenmesser um 1 hPa. Um welchen Wert ändert sich dann die Höhenanzeige?

Die Höhenanzeige verändert sich dabei um ca. 30 ft.

## 1.6) Wie ist die Äquivalentgeschwindigkeit (equivalent airspeed) definiert? Welche Bedeutung hat diese Geschwindigkeit?

Der Fahrtmesser ist eigentlich ein Barometer, das den Staudruck misst und eine Geschwindigkeit anzeigt. Die Geschwindigkeit  $v$  ergibt sich aus dem Staudruck  $\Delta p$  mit Hilfe der Dichte  $\rho$

$$v_E = \sqrt{\frac{2 \Delta p}{\rho_0}}$$

Dabei wird der Übertrag auf die Geschwindigkeitsskala des Instruments mit der Dichte in Meereshöhe  $\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$  vorgenommen. Die wahre Geschwindigkeit erhält man erst, wenn auch die wirkliche Luftdichte  $\rho$  berücksichtigt wird mit

$$v = \frac{v_E}{\sqrt{\sigma}} = \frac{v_E}{\sqrt{\rho/\rho_0}}$$

Bedeutung: Die Äquivalentgeschwindigkeit ist ein Maß für den Staudruck und damit für die Belastung der Struktur.

## 1.7) Wie ändert sich die Überziehgeschwindigkeit mit der Windgeschwindigkeit im Horizontalflug?

Gar nicht, so lange die Windgeschwindigkeit konstant ist. Für die Überziehgeschwindigkeit ist die Geschwindigkeit des Flugzeugs durch die Luft wichtig. Die Windgeschwindigkeit beeinflusst nur die Geschwindigkeit des Flugzeugs über Grund.

1.8) Welche(r) der folgenden Parameter sind (ist) in der Flugmechanik ohne Bedeutung?

- a) mittlere aerodynamische Flügeltiefe
- b) mittlere geometrische Flügeltiefe
- c) mittlere flugmechanische Flügeltiefe
- d) Kurs (heading)

Ohne Bedeutung sind:

- (b) denn: stattdessen wird (a) genutzt
- (c) denn: dies gibt es gar nicht
- (d) denn: das Flugverhalten wird davon nicht beeinflusst (nur die Navigation)

1.9) Was ändert sich, wenn der Einstellwinkel des Flügels (zum Rumpf) verändert wird?

Es ändert sich ...

- a) ... der Anstellwinkel des Flügels
- b) ... der Anstellwinkel des Rumpfes
- c) ... der Neigungswinkel des Kabinenbodens im Reiseflug
- d) ... der aktuelle Auftriebsbeiwert des Flügels

Es verändert sich:

- (b) denn: bei gleichem Auftrieb und gleichem Anstellwinkel des Flügels ist jetzt der Anstellwinkel des Rumpfes anders,
- (c) denn: bei gleichem Bahnwinkel ( $0^\circ$  im Horizontalflug) und verändertem Anstellwinkel des Rumpfes ist auch der Nickwinkel des Kabinenbodens zum Horizont anders.

1.10) Der Schiebewinkel ist der Anstellwinkel des Seitenleitwerkes.

1.11) Der Höhenruderausschlag ist positiv, wenn das Höhenruder nach unten ausschlägt.  
Der Seitenruderausschlag ist positiv, wenn das Seitenruder nach links ausschlägt.

1.12) Ein Flugzeug hat eine Zulassung nach CS-23 (normal category aeroplane). Ein Looping wird so geflogen, dass im obersten Punkt des Loopings das Flugzeug schwerelos ist ( $n_z = 0$ ). Welches Lastvielfache ist dann im unteren Punkt des Loopings zu erwarten? Wird das Flugzeug damit strukturell überlastet?

Wenn das Flugzeug im oberen Punkt beim Looping  $n_z = 0$  erreicht, dann ist die Fliehkraft gleich der Gewichtskraft. Bei konstanter Bahngeschwindigkeit ist die Fliehkraft im unteren Punkt des Loopings immer noch so groß wie die Gewichtskraft und addiert sich hier zu dieser. Es ist also  $n_z = 2$ .

Nach CS-23 kann ein "normal category aeroplane" als limit load einem Lastvielfachen von  $n_{z,lim} = 3.8$  standhalten.

Das Flugzeug wird also bei dem hier betrachteten Looping nicht strukturell überlastet.

Hinweis: Ungenaues Fliegen kann zu höheren Lastvielfachen führen, so dass diese Betrachtung nicht zu Loopings in "normal category aeroplanes" einladen soll.

**Fragen zum Vorlesungsteil "Flugbetrieb"**

1.13) Warum werden Langstreckenflüge nicht unbedingt auf einem Großkreiskurs durchgeführt?

Minimum Time Track: Flugzeuge fliegen ihr Ziel nicht auf dem kürzesten Weg an, sondern auf der Route mit der kürzesten Flugzeit je nach den vorhergesagten Höhenwindverhältnissen. So werden bei Flügen von Europa nach Amerika die Jet-Stream-Zonen umgangen, weil dort Gegenwinde mit Geschwindigkeiten bis zu 500 km/h auftreten. Umgekehrt lässt sich die Flugzeit wesentlich verkürzen, wenn man mit dem Jet-Stream fliegt, wobei aber Turbulenzonen vermieden werden sollen. Durch die kurzfristige Vorhersage über den Höhenwind lässt sich nach geeigneter Wahl der Flugfläche und Flugstrecke viel Treibstoff einsparen.

1.14) Beschreiben Sie den Einfluss der Lufttemperatur in Reiseflughöhe auf die Flugzeit!

Verkehrsflugzeuge werden im Reiseflug nach der Machzahltechnik geflogen, also mit einem Anteil der Schallgeschwindigkeit, die direkt von der Lufttemperatur abhängt. In kalter Umgebung ist die Reisefluggeschwindigkeit somit niedriger, in warmer höher.

1.15) Aus welchen Anteilen setzt sich die für den Start eines Verkehrsflugzeuges vorgeschriebene Mindestkraftstoffmenge (minimum take-off fuel oder planned take-off fuel) zusammen?

trip fuel + contingency fuel + alternate fuel + final reserve fuel

**Fragen zur Vortragsreihe**

1.16) In welcher Situation bekommt ein Flugzeug die Priorität "Aircraft on Ground" (AOG) in der Ersatzteilversorgung? Welche Reaktionszeit wird bei einem AOG vom Hersteller erwartet?

Situation (Beispiel): Das Flugzeug befindet sich in einer Flughafenstation und kann aufgrund technischer Probleme nicht starten.

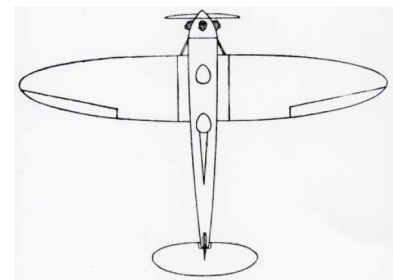
Reaktionszeit: 4 Stunden (Airbus)

(Hinweis: Info aus Vortrag vom 18.03.2010)

1.17) Was ist das besondere Merkmal des abgebildeten Flugzeugs?

Das besondere Merkmal des abgebildeten Flugzeugs sind die elliptisch geformten Flächen: Flügel und Höhenleitwerk.

(Hinweis: Info aus Vortrag vom 15.04.2010)



1.18) Der Kraftstoffverbrauch eines Flugzeugs mit Strahltriebwerken sinkt mit zunehmendem Nebenstromverhältnis – so sagt es zunächst die Theorie. Warum steigt in der Praxis der spezifische Kraftstoffverbrauch dann doch ab einem bestimmten Nebenstromverhältnis wieder an?

Mit zunehmendem Nebenstromverhältnis steigt die Masse des Triebwerkes überproportional an. Ebenso nimmt der Widerstand durch die Triebwerksgondel (nacelle) stark zu. Diese beiden Effekte erhöhen den spezifischen Kraftstoffverbrauch stärker als es die Abnahme des Kraftstoffverbrauchs durch das zunehmende Nebenstromverhältnis ausmacht.

(Hinweis: Info aus Vortrag vom 24.06.2010, Seite 48)

## Aufgabe 2.1

a) Abweichung zur ISA feststellen: mit  $h = H$

$$\begin{aligned}T_{ISA}(h=1000\text{ft}) &= T_0 - L \cdot H \\ &= 288,15\text{K} - 1,9812 \cdot 10^{-3}\text{K/ft} \cdot 1000\text{ft} \\ &= 286,17\text{K}\end{aligned}$$

$$\Delta T = T - T_{ISA} = 293,15\text{K} - 286,17\text{K} = 6,98\text{K}$$

Die Temperatur ist an diesem Tag  $6,98\text{K}$  höher als nach ISA-Standardbedingungen.

$$\begin{aligned}T(h=9500\text{ft}) &= T_0 - L \cdot H + \Delta T \\ &= 288,15\text{K} - 1,9812 \cdot 10^{-3}\text{K/ft} \cdot 9500\text{ft} + 6,98\text{K} \\ &= \underline{\underline{276,31\text{K}}}\end{aligned}$$

Auf dem Matterhorn herrscht eine Temperatur von  $3,16^\circ\text{C}$ .

Es gibt auch einen direkteren Weg um zur Lösung zu gelangen:

Höhendifferenz:  $8500\text{ft}$

$$\Delta T = L \cdot 8500\text{ft} = 16,84\text{K}$$

$$T(9500\text{ft}) = 20^\circ\text{C} - 16,84^\circ\text{C} = 3,16^\circ\text{C}$$

b) Ein Höhenmesser zeigt die Druckhöhe an. Sofern der Pilot am Höhenmesser QNH = 993 hPa als Referenz eingestellt hat,

zeigt der Höhenmesser bei der Landung die geopotentielle Höhe an, die aber durch die heutige Abweichung von der ISA-Standardtemperatur verfälscht ist.

$$\begin{aligned} h_{\text{Anzeige}} &= h_{\text{Flugfeld}} \cdot \frac{T_0}{T_0 + \Delta T} && \text{entsprechend der Formel aus der} \\ & && \text{Sammlung: } \frac{h_g}{H} = \frac{T_0}{T_0 + \Delta T} \\ &= 9500 \text{ ft} \cdot \frac{288,15 \text{ K}}{288,15 \text{ K} + 6,98 \text{ K}} \\ &= \underline{\underline{9275 \text{ ft}}} \end{aligned}$$

Der Höhenmesser zeigt an diesem Tag 9275 ft auf dem Flugfeld an.

- c) Der Unterschied der Anzeige entspricht dem Höhenunterschied, der sich aus dem QNH von 993 hPa zu 1013,25 hPa (ISA) ergibt.

Formel aus Sammlung / Übungsaufgabe:

$$\Delta h_{\text{Anzeige}} = \frac{T_0}{L} \left( 1 - \left( \frac{QNH}{P_0} \right)^{\frac{1}{5,25588}} \right)$$

5,25588

$$\Delta h_{\text{Anzeige}} = 571 \text{ ft.}$$

Die Höhe bezogen auf 1013,25 hPa (ISA) die der Fluggast vermutlich abliest beträgt dann mit dem Ergebnis aus Aufgabenteil b)

$$9275 \text{ ft} + 571 \text{ ft} = 9846 \text{ ft.}$$

- d) Die neue Überziehgeschwindigkeit ergibt sich aus einer Reihe von Änderungen, die das Flugzeug in der beschriebenen Situation erfährt:
- Die Dichte am Berg ist anders als die ISA-Dichte.
  - Die Masse des Flugzeugs am Berg ist anders als die maximale Abflugmasse auf die sich die gegebene Überziehgeschwindigkeit bezieht.
  - Das Lastvielfache beträgt 2 (statt 1 im Normalfall).

Eine Gleichung kann am einfachsten ermittelt werden dadurch, dass die beiden Auftriebsgleichungen, die sich für die beiden Fälle ergeben durcheinander geteilt werden:

$$m_1 g = \frac{1}{2} \rho_1 V_{s,1}^2 C_{L,max} S$$

---


$$2m_2 g = \frac{1}{2} \rho_2 V_{s,2}^2 C_{L,max} S$$

$$V_{s,2} = v_{s,1} \sqrt{\frac{\rho_1}{\rho_2} \frac{2m_2}{m_1}}$$

Dazu muss jetzt auch noch die aktuelle Dichte am Berg bestimmt werden:

Bestimmung von  $\rho$  über  $p$ :

$$p_{\text{Flugfeld}} = p_0 \left( 1 - \frac{L}{T_0 + \Delta T} \cdot H \right)^{5,25588} + (QNH - p_0)$$

$$p_{\text{Flugfeld}} = 696 \text{ hPa}$$

Idealer Gasgesetz

$$\rho = \frac{p}{R \cdot T} = 0,878 \text{ kg/m}^3$$

Damit ist dann

$$V_{s,2} = v_{s,1} \sqrt{\frac{\rho_1}{\rho_2} \frac{2m_2}{m_1}} = 72,9 \text{ kt}$$

die Überziehgeschwindigkeit am Berg unter gegebenen Umständen.



## Aufgabe 2.2

a)  $R = \frac{V \cdot E}{c \cdot g} \ln\left(\frac{m_1}{m_2}\right)$   $m_1$ : Masse Beginn Reiseflug  
 $m_2$ : " Ende "

$$m_2 = m_1 - 8t + 1300 \ell \cdot \rho_F$$
$$= 68t - 8t + 1300 \ell \cdot 800 \text{ kg/m}^3 = 67,04t$$

$$R = \frac{420 \text{ kt} \cdot 18}{15 \text{ mg/N}\cdot\text{s} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}} \ln\left(\frac{68t}{67,04t}\right) = \underline{\underline{2854 \text{ km}}}$$

b)  $t = \frac{E}{c \cdot g} \ln\left(\frac{m_1}{m_2}\right)$

$$t = \frac{18}{15 \text{ mg/N}\cdot\text{s} \cdot 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}} \ln\left(\frac{68t}{67,04t}\right) \approx 13208 \text{ s} \approx \underline{\underline{3 \text{ h } 40 \text{ min}}}$$

## Aufgabe 2.3.1

a) FL 360 = 36000 ft

Schallgeschwindigkeit in 36000ft (ISA):

$$a = 295,19 \text{ m/s}$$

$$V = M \cdot a = 242,06 \text{ m/s}$$

$\uparrow$   
0,82

Streckung:  $A = \frac{b^2}{S} = \frac{34,1^2}{122,6} = 9,48$

Bei maximaler Gleitzahl ist  $C_D = C_{Di}$

$$C_D = 2 C_{Di} = 0,0229$$

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi A e} = 0,0115$$

$$m \cdot g = \frac{1}{2} \rho V^2 \cdot C_L \cdot S_w$$

Dichte in 36000ft (ISA):

$$\rho = 0,36518 \text{ kg/m}^3$$

$$C_L = \frac{2 m g}{\rho V^2 \cdot S_w} = 0,5385$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 \cdot C_D \cdot S_w = 30036 \text{ N}$$

$$T = D$$

$$T_E = T/2 = 15018 \text{ N} \quad \text{mit } 4,448 \frac{\text{N}}{\text{lb}}$$

$$T_E = \underline{\underline{3376 \text{ lb}}}$$

$$b) \quad \frac{T}{T_{SL}} = a \cdot G^n$$

$$a = -0,0253 \cdot \lambda + 0,7291$$

$$n = 0,0033 \cdot \lambda + 0,7324$$

$$\text{mit BPR: } \lambda = 5,5$$

$$a = 0,5900$$

$$n = 0,7506$$

$$T_{SL} = \frac{T_E}{a \cdot G^n}$$

$$T_E = \frac{D}{2} = 30036 \text{ N} / 2 = 15018 \text{ N}$$

Dichteverhältnis in 36000 ft (ISA):

$$G = 0,29811$$

$$T_{SL} = 63141 \text{ N} = \underline{\underline{63,1 \text{ kN}}}$$
$$= \underline{\underline{14195 \text{ lB}}}$$

## Aufgabe 2.4,

$$a) \quad E = - \frac{1}{\tan \beta}$$

Bahnneigungswinkel ist klein  
 $\Rightarrow \tan \beta \approx \sin \beta$

$$\sin \beta = \frac{V_v}{V}$$

$$\uparrow \text{ einzusetzen: } V_{av} = \frac{V_1 + V_2}{2}$$

	v	v	h	h
Birdstrike	194 kt	99,80 m/s	3200 ft	975,4 m
Ditching	130 kt	66,88 m/s	0 ft	0 m

$$V_v = \frac{\Delta h}{\Delta t} = \frac{-975,4 \text{ m}}{240 \text{ s}} = -4,064 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$V_{av} = 83,34 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$\sin \beta = -0,04876$$

$$\underline{\underline{E = 20,51}}$$

b) Die Fluggeschwindigkeit nimmt ab. Kinetische Energie wird in potentielle Energie verwandelt. Dadurch wird der Sinkflug flacher. Ohne Formtabbau wäre der Sinkflug also eigentlich steiler verlaufen, was einer schlechteren (geringeren) Gleitzahl entspricht.

$$\tan \gamma \approx \sin \gamma = \frac{\frac{T}{W} - \frac{D}{W}}{1 + \frac{V}{g} \cdot \frac{dV}{dh}}$$

In b) wird noch angenommen:  $T \approx 0$ . Damit

$$\sin \gamma = \frac{\frac{D}{W}}{1 + \frac{V}{g} \cdot \frac{dV}{dh}}$$

$$L = W \cdot \cos \gamma \quad W = L / \cos \gamma$$

$$\tan \gamma = \frac{D/L}{1 + \frac{V}{g} \frac{dV}{dh}} \approx \sin \gamma$$

$$1/E = \frac{D}{L}$$

$$E = \frac{-1}{\left(1 + \frac{V}{g} \frac{dV}{dh}\right) \sin \gamma} = \underline{\underline{15,94}}$$

c) Wenn im Gleitflug noch ein Restschub vorhanden ist, dann wird der Sinkflug flacher. Ohne Restschub wäre der Sinkflug also eigentlich steiler verlaufen, was einer schlechteren (geringeren) Gleitzahl entspricht.

Berechnen kann man das Schub-Gewichtsverhältnis dann (aufbauend auf b) so:

$$\sin \gamma \cdot \left( 1 + \frac{V}{g} \cdot \frac{dV}{dh} \right) + \frac{D}{W} = \frac{T}{W}$$

$$\frac{T}{W} = \sin \gamma \left( 1 + \frac{V}{g} \cdot \frac{dV}{dh} \right) + \frac{\cos \gamma}{E}$$

mit  $E = 13$  und den anderen Parametern wie unter b):

$$\frac{T}{W} = \underline{\underline{0,0141}} \quad \text{aus Restschub}$$