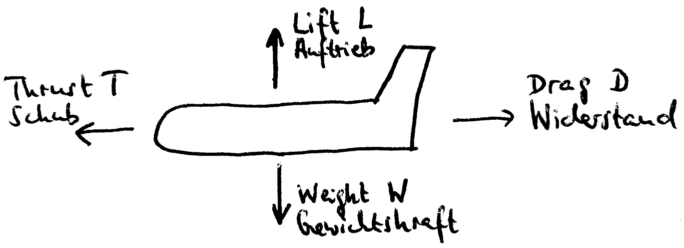
Musterlösung FPR - Flugmechanik SS 10

1.) Fragenteil

1.1) a) Troposphäre

b) • 15 °C auf Mean Sea Level unter Annahme der ISA
• $-6{,}5\,K/km$ oder $\approx -2\,°C/1000\,ft$

1.2) a)



b) $L = W$
$T = D$

1.3) a) $E = \frac{L}{D} = \frac{q \cdot C_L \cdot S}{q \cdot C_D \cdot S} = \frac{C_L}{C_D} = \frac{0{,}3}{0{,}02} = 15$

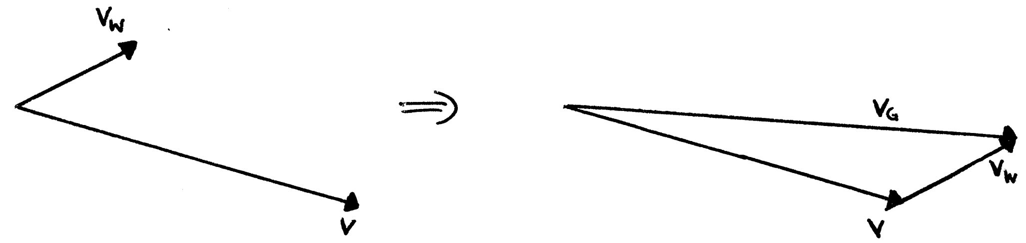
q ← Staudruck

b) ≈ 18

1.4) Die geopotentielle Höhe H gibt die geometrische Höhe in einem konstanten Gravitationsfeld an, das auf der Erde aber nicht herrscht, da die Erdgravitation höhenabhängig ist. Sie ist so definiert, dass die potentielle Energie einer Masse m im realen Gravitationsfeld mit der geometrischen Höhe h gleich der pot. Energie dieser Masse in einem homogenen konstanten Gravitationsfeld mit der geopotentiellen Höhe H ist.

Mit dieser anderen Höhenskala ist die Herleitung des höhenabhängigen Druckes einfacher, da bei der Integration über die Höhe nur noch eine Größe (nämlich ρ) von der Höhe abhängig ist.

1.5)



1.6) a) V = konst. (Fluggeschwindigkeit)

C_L = konst. (Auftriebsbeiwert)

b) Bei abnehmender Flugzeugmasse bedeutet dies, dass das Flugzeug kontinuierlich steigen muss (cruise-climb). Aufgrund der Regeln der Flugverkehrskontrolle darf dies aber nur in Schritten erfolgen, sobald der nächsthöhere Flight Level erreicht werden kann (step-climb).

1.7) - die Steigleistung des Flugzeuges, um das Tal durch Steigen zu verlassen

- die Wendeleistung, das heißt der kleinste noch „fliegbare" Kurvenradius

1.8) Eine sogenannte koordinierte Kurve wird mit einem entsprechend angepassten Rollwinkel geflogen, damit das Flugzeug nicht driftet und der Kurvenradius konstant bleibt. Darüber hinaus wirkt eine Komponente der Auftriebskraft dann mit der Zentripetalkraft zusammen, so dass bei entsprechendem Rollwinkel Zentrifugalkräfte auf die Passagiere eliminiert werden.

Das Flugzeug und die Passagiere erfahren dann aber Kräfte in z-Richtung (flugzeugfestes KOS), die größer als die Gewichtskräfte sind. Das Verhältnis dieser Kräfte zur Gewichtskraft nennt man Lastvielfaches. Auf das Flugzeug bezogen ist es gleich dem Verhältnis Auftrieb zu Gewichtskraft.

2.) Berechnungsteil

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

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

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

Die Temperatur ist an diesem Tag 6,98 K höher als nach ISA-Standardbedingungen.

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

Auf dem Matterhorn herrscht eine Temperatur von 3,16 °C.

b) Ein Höhenmesser zeigt die Druckhöhe an. Sofern der Pilot am Höhenmesser QNH = 1100 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.

$$h_{Anzeige} = h_{Flugfeld} \cdot \frac{T_0}{T_0 + \Delta T}$$

entsprechend der Formel aus der Sammlung: $\frac{h_p}{H} = \frac{T_0}{T_0 + \Delta T}$

$$= 9500\,ft \cdot \frac{288{,}15\,K}{288{,}15\,K + 6{,}98\,K}$$

$$= \underline{\underline{9275\,ft}}$$

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

c) Der Unterschied der Anzeige entspricht dem Höhenunterschied, der sich aus QNH = 1100 hPa zu p_0 ergibt.

Formel aus Sammlung / Übungsaufgabe:

$$\Delta h_{Anzeige} = \frac{T_0}{L}\left(1 - \left(\frac{QNH}{p_0}\right)^{\frac{1}{5{,}25588}}\right)$$
$$= \frac{288{,}15\,K}{0{,}0065\,K/m}\left(1 - \left(\frac{1100\,hPa}{1013\,hPa}\right)^{\frac{1}{5{,}25588}}\right)$$
$$= -700{,}4\,m \approx -2298\,ft$$

$$h_{Anzeige} = h_{vorher} + \Delta h_{Anzeige}$$

$$= 9730\,ft - 2298\,ft$$

$$= 7432\,ft$$

Der Höhenmesser und die Uhr zeigen beide 7432 ft an, sofern die Uhr keine Temperaturkompensation hat.

d) Im Abhebepunkt: $L = W$ mit α vernachlässigbar

$$L = \frac{1}{2}\rho V^2 \cdot c_L \cdot S \iff V = \sqrt{\frac{2 \cdot L}{\rho \cdot c_L \cdot S}}$$

Bestimmung von ρ über p:

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

$$= 1013\,hPa \left(1 - \frac{1{,}9812 \cdot 10^{-3}\,K/ft}{288{,}15\,K + 6{,}98\,K} \cdot 1000\,ft\right)^{5{,}25588} + (1100\,hPa - 1013\,hPa)$$

$$= 1064{,}8\,hPa$$

Idealer Gasgesetz:

$$\rho = \frac{p}{R \cdot T} = \frac{1064{,}8\,hPa}{287 \frac{J}{kg\,K} \cdot 293{,}15\,K} = 1{,}2647\,\frac{kg}{m^3}$$

$$\Rightarrow V = \sqrt{\frac{2 \cdot 1050\,kg \cdot 9{,}81\,m/s^2}{1{,}2647\,\frac{kg}{m^3} \cdot 1{,}3 \cdot 18\,m^2}} = 26{,}38\,\frac{m}{s} \approx 94{,}97\,km/h$$

e)

$$V_{S_E} = \sqrt{\frac{2 n \cdot m \cdot g}{\rho_0 \cdot c_{L_{max}} \cdot S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 2 \cdot 800\,kg \cdot 9{,}81\,m/s^2}{1{,}225\,kg/m^3 \cdot 1{,}3 \cdot 18\,m^2}} = 33{,}09\,\frac{m}{s} \approx 119{,}12\,km/h$$

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 "

$$m_2 = m_1 - 8t + 1300\,l \cdot \rho_F$$

$$= 68t - 8t + 1300\,l \cdot 800\,kg/m^3 = 61{,}04\,t$$

$$R = \frac{420\,kt \cdot 18}{15\,mg/N{\cdot}s \cdot 9{,}81\,\frac{m}{s^2}} \ln\left(\frac{68t}{61{,}04t}\right) = 2854\,km$$

b)

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

$$t = \frac{18}{15\,mg/N{\cdot}s \cdot 9{,}81\,m/s^2} \ln\left(\frac{68t}{61{,}04t}\right) \approx 13208\,s \approx 3\,h\ 40\,min$$