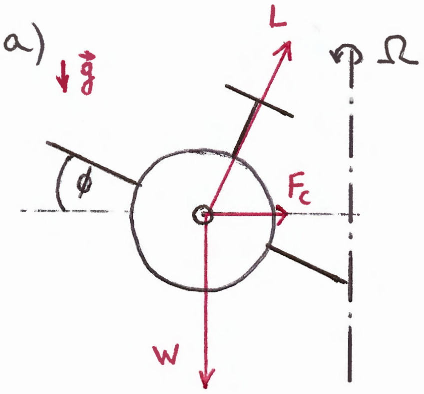
Musterlösung FPR-Flugmechanik SoSe 2011

1.) Fragenteil

1.1) a) Sofern die Referenz des Höhenmessers nicht verstellt wird, zeigt er eine größere Höhe an, als tatsächlich geflogen wird (im geometrischen Sinne).
Dem Pilot muss das bewusst sein, damit er nicht sinkt, um auf seine eigentliche ursprüngliche Flughöhe zu gelangen. Er würde dann möglicherweise zu niedrig in Bezug auf geometrische Erhebungen fliegen.

b) $T < T_0 \Rightarrow p < p_0 \Rightarrow H_{Anzeige} > H_{Anzeige,ISA}$

1.2) a)



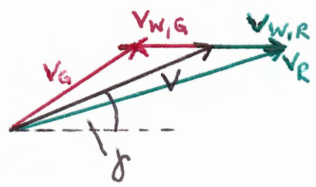
Ω : Winkelgeschw.
L : Auftrieb (Lift)
W : Gewichtskraft (Weight)
F_c : Zentripetalkraft
ϕ : Hängewinkel

b)
- begrenzter Schub T
- maximal zulässiges Lastvielfaches n
- begrenzter Auftrieb L (stall)

1.3) a) V_V ist die Vertikalkomponente der Fluggeschwindigkeit. Sie gibt die Änderung der Höhe in Abhängigkeit der Zeit an.

b) $ROC = V \cdot \sin\gamma = V_V$

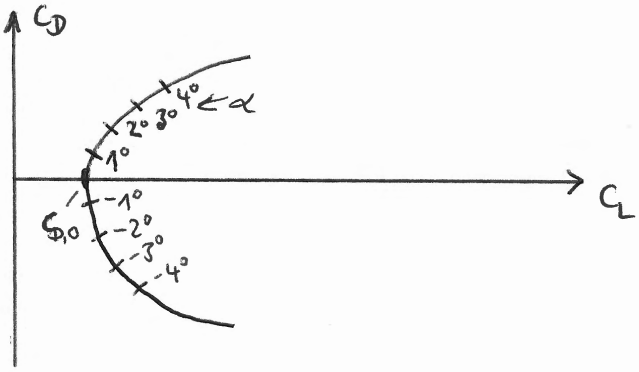
c)



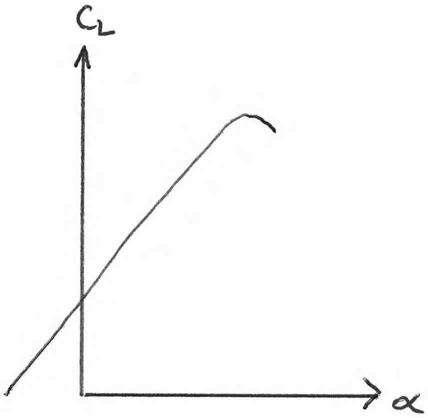
V_W : Windgeschw.
V : Fluggeschw.
G : Gegenwind
R : Rückenwind

Bei Rückenwind wird der Steigwinkel kleiner, bei Gegenwind größer.

1.4)



1.5)



1.6)
- Interferenzwiderstand (z.B. Flügel-/Rumpfübergang)
- Zusatzwiderstand (z.B. durch Stauluftkanal der Klimaanlage)
- Reibungswiderstand (z.B. Oberflächenreibung, Teil der Profilw.)
- siehe Kap. 3

1.7) $\Theta = \alpha + \gamma$

Θ : Nicklagewinkel
α : Anstellwinkel
γ : Bahnwinkel

Der Bahnwinkel wird im geodätischen Koordinatensystem gemessen.

2.) Berechnungsteil

2.1.) a) Annahme: kleine Winkel!

$$L = W$$

$$\frac{\rho}{2} v_{TO}^2 \cdot S \cdot c_{L,TO} = m \cdot g \iff v_{TO} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S \cdot c_{L,TO}}}$$

$\llcorner$ Take-Off

Nach Einsetzen der jeweiligen Größen und $\rho = \rho_0$:

Segelflugzeug: $v_{TO} = 19{,}22\ m/s$

Motorflugzeug: $v_{TO} = 20{,}38\ m/s$

Das Segelflugzeug hebt zuerst ab.

b) $P_{mot} = \frac{P_T}{\eta_p}$ mit $P_T = T \cdot v$ bei Annahme kleiner Winkel: $T = D$

$$\Rightarrow P_{mot} = \frac{D \cdot v}{\eta_p} = \frac{(D_S + D_M) \cdot v_{TO,M}}{\eta_p}$$ mit S: Segelflugzeug, M: Motorflugzeug

Eine Möglichkeit der Berechnung: Widerstandsausdruck aus der Vorlesung

$$D = A \cdot v^2 + B \cdot v^{-2}$$

$A = \frac{1}{2} \rho\, c_{D,0} \cdot S$ und $B = \frac{2W^2}{\rho \cdot S \cdot \pi A e}$

Für Segler: $A = 0{,}06125$ $B = 36774{,}2$

Für Motor-Flz.: $A = 0{,}2205$ $B = 450484$

Nach Einsetzen:

$$T = D = D_S + D_M = 1250{,}17\ N$$

$$P_{mot,TO} = 32867\ W$$

2.2) a) Da ISA herrscht, kann die Formel der Dichtehöhe verwendet werden. Alternativ über Druck, Temperatur und ideales Gas-Gesetz.

$$\rho = \rho_0 \left(1 - \frac{L}{T_0} \cdot h_\rho\right)^{4{,}25588} = 1{,}225 \, kg/m^3 \cdot \left(1 - \frac{1{,}9812 \cdot 10^{-3} \, K/ft}{288{,}15 \, K} \cdot 35000 \, ft\right) =$$

$$= \underline{\underline{0{,}3796 \, kg/m^3}}$$

b) Annahme: $L = W$ da Horizontalflug

$$L = W$$

$$\Rightarrow \frac{1}{2} \rho \cdot v_S^2 \cdot c_{L,max} \cdot S = m \cdot g$$

$$\Leftrightarrow v_S = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot c_{L,max} \cdot S}} = \underline{\underline{140{,}5 \, \frac{m}{s}}}$$

c) $$r = \frac{v^2}{g \cdot \tan\phi} \quad \Leftrightarrow \quad \phi = \arctan\left(\frac{v^2}{g \cdot r}\right)$$

$$\underline{\underline{\phi = 37{,}9°}}$$

d) $$v_{S,turn} = \sqrt{n} \cdot v_S \quad \text{mit } n = \frac{1}{\cos\phi}$$

$$\Rightarrow v_{S,turn} = \sqrt{\frac{1}{\cos\phi}} \cdot v_S$$

$$= \underline{\underline{158{,}1 \, \frac{m}{s}}}$$