LÖSUNGEN
zu
ARBEITSAUFGABEN
AERODYNAMIK & FLUGPHYSIK

001)

$$14 \cdot 25{,}4 = 355{,}6 = \underline{\underline{35{,}56\,[cm]}}$$

$$9 \cdot 25{,}4 = 228{,}6 = \underline{\underline{22{,}86\,[cm]}}$$

002)

$$3235 \cdot 3{,}28083 = \underline{\underline{10613{,}5\,[ft]}}$$

oder :

$$3235/0{,}3048 = \underline{\underline{10613{,}5\,[ft]}}$$

003)

$$32\,{}^{1}\!/_{4} = 32{,}25$$

$$32{,}25 \cdot 0{,}3048 = \underline{\underline{9{,}83\,[m]}}$$

004)

$$320 \cdot 0.01638706 = \underline{\underline{5{,}244\,[l]\,o.[dm^3]}}$$

005)

$$75 \cdot 3{,}785412 = 283{,}90\,[l]$$

$$0{,}72 \cdot 283{,}90 = 204{,}41\,[kg]$$

$$204{,}41 \cdot 9{,}81 = \underline{\underline{2005\,[N] = 200{,}5\,[dN]}}$$

006)

$Fzg.\,A: m = 1000\,[kg];\ G = 981\,[dN]$

$Fzg.\,B: m = 89000\,[kg];\ G = 87309\,[dN]$

ungenau gerechnet :

$A: G \approx 1000\,[dN]$ *Differenz* $: 19\,[dN]$

$B: G \approx 89000\,[dN]$ *Differenz* $: 1691\,[dN]$,

das entspricht etwa 2400 [l] *Kraftstoff*

007)

Höhe [m]	Druck [mb]	Temp. [K]	Höhe [ft]		Ergebnisse		
					m/mb	**ft/mb**	**°C/100m**
0	1013,25	288,16	0				
1000	898,74	281,66	3280,8		**8,73**	**28,65**	**0,65**
3000	701,08	268,66	9842,5		**9,61**	**31,53**	**0,65**

008)

aus Formel : $\dfrac{p_1}{p_2} = \dfrac{T_1}{T_2} \Rightarrow p_2 = \dfrac{p_1 \cdot T_2}{T_1}$

Umrechnung von °C auf K :

$273{,}15 + 20 = 293{,}15 = T_1$

$273{,}15 + 80 = 353{,}15 = T_2 \Rightarrow$

$$p_2 = \frac{8 \cdot 353{,}15}{293{,}15} = \underline{\underline{9{,}64\,[bar]}}$$

009)

nach Beispiel 007 *ist* 1[mb] *Druckänderung etwa* 28,7[ft] *Höhenunterschied*.

daher : $1000/28{,}7 = 34{,}9\,[mb]$

$1018 - 34{,}9 = \underline{\underline{983{,}1\,[mb]}}$ *Anzeige inSubscala*

das ist der am Standort gemessene Luftdruck

010)

nach Beispiel 007 *ergibt* 1[mb] *Druckänderung etwa* 9[m] *geänderte Höhe. Bei fallendem Luftdruck wird die Höhenanzeige größer.* ⇒ *daher* :

$9 \cdot 3 = 27\,;\ 0 + 27 = \underline{\underline{27\,[m]}}$ *Höhenanzeige*

011)

Im vorliegenden Fall ist der Standardluftdruckwert größer als der aktuelle, daher muss die angezeigte Höhe größer sein, wenn 1013,25 [mb] auf der Subskala eingestellt wird.

$1013{,}25 - 1008 = 5{,}25\,[mb]$

$5{,}25 \cdot 9 = 47{,}25\,[m] \Rightarrow$

$2090 + 47{,}25 = \underline{\underline{2137{,}25\,[m]}}$ *Höhenenanzeige*

$2137{,}25 \cdot 3{,}2808 = \underline{\underline{7011{,}89\,[ft] = FL\,70}}$

012)

Da in der Subscala ein höherer Luftdruckwert eingestellt ist, als der tatsächliche wird eine zu große Höhe angezeigt. Nach Bildung der Differenz der Drücke und Multiplikation mit dem pro Millibar geänderten Höhenwert muss der sich ergebende Fehlerwert von der angezeigten Höhe abgezogen werden.

$1013{,}25 - 1006 = 7{,}25\,[mb]$

$7{,}25 \cdot 28{,}65 \approx 207\,[ft]$

$2000 - 207 = \underline{\underline{1793\,[ft] = 546{,}5\,[m]}}$

013) (a)

errechne zuerst Differenz der angezeigten Höhe:

$2500 - (-500) = 2500 + 500 = 3000\,[ft]$

berechne nun den Druck:

$3000/28{,}65 = \underline{\underline{104{,}7\,[mb] = 0{,}105\,[bar]}}$

(b)

Druckänderung infolge Temperaturänderung:

$$\frac{104{,}7}{x} = \frac{273{,}15 + 22}{273{,}15 + 12} \Rightarrow x = \frac{104{,}7 \cdot (273{,}15 + 12)}{273{,}15 + 22}$$

$x = 101{,}15\,[mb]$; *Änderung daher* :

$104{,}7 - 101{,}15 = 3{,}55\,[mb]$ *geringerer Druck*

daher muss Anzeige um $3{,}55 \cdot 28{,}65 = 101{,}7\,[ft]$

steigen :

$-500 + 101{,}7 = \underline{\underline{-398{,}3\,[ft]}}$

014)

3000 [ft] entsprechen folgendem Druckwert:

$3000 / 28{,}65 = 104{,}71\,[mb]$

Wenn das QNH 1018 [mb] ist, so muss für das QFE um den durch die Höhe des Standorts bedingten Druckabfall korrigiert werden:

$1018 - 104{,}71 \underline{\underline{\approx 893\,[mb]}}$

015)

Höhendifferenz : $2850\text{-}2000 = 850\,[m]$

Steiggeschwindigkeit : $850/200 = \underline{\underline{4{,}25\,[m/s]}}$

mittl. Druckhöhe : $(2850 + 2000)/2 = 2425\,[m]$

Druck in mittlerer Druckhöhe interpoliert nach ICAO - Standardatmosphäre :

$p_{2400} = 756{,}26\,[mb]$; $p_{2600} = 737{,}49\,[mb]$

$(756{,}26 - 737{,}49)/200 \cdot 25 = 2{,}35\,[mb] \Rightarrow$

$p_{2425} = 756{,}26 - 2{,}35 = 753{,}91\,[mb]$

mittl. Temp. : $(8 + 6)/2 = 7\,[°C] = 280{,}16\,[K]$

aktuelle Dichte ρ in 2425 [m] :

$$\rho_{2425} = 1{,}225 \cdot \frac{753{,}91}{1013{,}25} \cdot \frac{288{,}16}{280{,}16} = 0{,}9375\,[kg/m^3]$$

Wert liegt zwischen 2600 und 2800 m laut Standardatmosphäre, rechne daher :

$(0{,}9472 - 0{,}9280)/200 = (0{,}9472 - 0{,}9375)/x \Rightarrow$

$$x = \frac{200 \cdot (0{,}9472 - 0{,}9375)}{(0{,}9472 - 0{,}9280)} = 101{,}04\,[m]$$

$2600 + 101 = \underline{\underline{2701\,[m]\ \textit{Dichtehöhe}}}$

016)

Da der Druck unverändert bleibt, vereinfacht sich die Gasgleichung:

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{\rho_1}{\rho_2} \Rightarrow \rho_2 = \frac{\rho_1 \cdot T_1}{T_2}$$

$$\rho_2 = \frac{1{,}225 \cdot 288{,}16}{293{,}76} = 1{,}2164\,[kg/m^3]$$

Diese Dichte entspricht nach der Tabelle der ICAO-Standardatmosphäre einer Höhe von 200 [m]

017)

a)

Flightlevel 40 bedeutet, dass das Flugzeug in einer Druckhöhe von 4000 [ft] fliegt. Nach Umrechnung ergibt sich eine Wert von etwa 1200 [m]. Um die tatsächliche Höhe zu rechnen muss der aktuelle Luftdruck auf Meeresniveau (QNH) berücksichtigt werden. Da er größer als der an der Subscala des Höhenmessers eingestellte Standardwert ist, muss die wahre Höhe größer sein als die angezeigte:

$1025 - 1013{,}25 = 11{,}75\,[mb]$ *Druckunterschied*

$11{,}75 \cdot 8{,}73 = 103\,[m]$ *Höhendifferenz*

$1200 + 103 = 1303\,[m]$ *wahre Höhe*

b)

Berechnung der Luftdichte in Druckhöhe:

$$\rho_H = 1{,}225 \cdot \frac{877{,}15}{1013{,}25} \cdot \frac{288{,}16}{(273{,}16 + 19)} = 1{,}045\,[kg/m^3]$$

1,045 [kg/m^3] entspricht lt. Tabelle ICAO:

$H \approx 1600\,[m]$ = Dichtehöhe

018)

$8 \cdot 8{,}73 = 69{,}84 \approx 70\,[m]$ *Fehlanzeige*

Da der Luftdruck in der Nähe des Berges niedriger ist, als der am Höhenmesser eingestellte Wert, wird eine zu große Höhe angezeigt. Die Fehlanzeige muss daher zur erforderlichen Mindesthöhe addiert werden.

$3000 + 100 + 70 = 3170\,[m]$

Bei unveränderter Höhenmessereinstellung muss mit einer Anzeige von 3170 [m] geflogen werden, damit das Flugzeug 100 [m] über den Gipfel hinwegfliegt.

019)

Da das Flugzeug A mit Standardeinstellung am Höhenmesser mit 1013,25 [mb] einen größeren Druck eingestellt hat als das Flugzeug B, ist es tatsächlich in einer geringeren Höhe als FL 50, also weniger als 5000 [ft] hoch. Flugzeug B hingegen befindet sich genau in 4000 [ft].

$3{,}25 \cdot 31{,}53 = 102{,}4725 \approx 103\,[ft]$

$5000 - 103 = 4897\,[ft]$

$\Delta H_{A-B} = 4897 - 4000 = 897\,[ft]$

020)

Gewicht der verdrängten Luft ....G_{L1000}

Gewicht des Ballons ....G_B

Gewicht der Heißluft im Ballon ......G_{LB}

Gleichgewichtsbedingung:

$$G_{L1000} = G_{LB} + G_B \qquad G_{L1000} = \rho_{1000} \cdot V \cdot g$$
$$G_{LB} = \rho_B \cdot V \cdot g$$
$$G_B = m_B \cdot g$$
$$\Rightarrow \rho_{1000} \cdot V = \rho_B \cdot V + m_B$$
$$\Rightarrow \rho_B = \rho_{1000} - \frac{m_B}{V}$$
$$\rho_B = 1{,}1117 - \frac{300}{1500} = 0{,}9117\,[kg/m^3]$$

um die erforderliche Temperatur bestimmen zu können muss gerechnet werden:

$\frac{V_B}{V_L} = \frac{T_B}{T_L}$ da $V = \frac{m}{\rho}$ kann folgende Änderung an der Gleichung vorgenommen werden:

$$\frac{\frac{m}{\rho_B}}{\frac{m}{\rho_{1000}}} = \frac{T_B}{T_L} \Rightarrow \frac{\rho_{1000}}{\rho_B} = \frac{T_B}{T_L} \Rightarrow$$
$$T_B = T_L \cdot \frac{\rho_{1000}}{\rho_B} = 281{,}66 \cdot \frac{1{,}1117}{0{,}9117} = 343{,}45\,[K]$$
$$343{,}45 - 273{,}16 \approx \underline{\underline{70\,[°C]}}$$

021)

$$2000\,[l] = 2\,[m^3]$$
$$2 \cdot 1{,}225 = \underline{\underline{2{,}45\,[kg]\ \text{Luftmasse}}}$$
$$2{,}45 \cdot 9{,}81 = \underline{\underline{24{,}04\,[N]\ \text{Gewicht der Luft}}}$$

022)

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{V_1}{V_2} \qquad V_1 = 1000\,[dm^3]$$
$$V_2 = 1000 - 900 = 100\,[dm^3]$$
$$\Rightarrow p_2 = p_1 \frac{V_1}{V_2}$$
$$= 1013{,}25 \cdot \frac{1000}{100} = \underline{\underline{10132{,}5\,[mb]}}$$

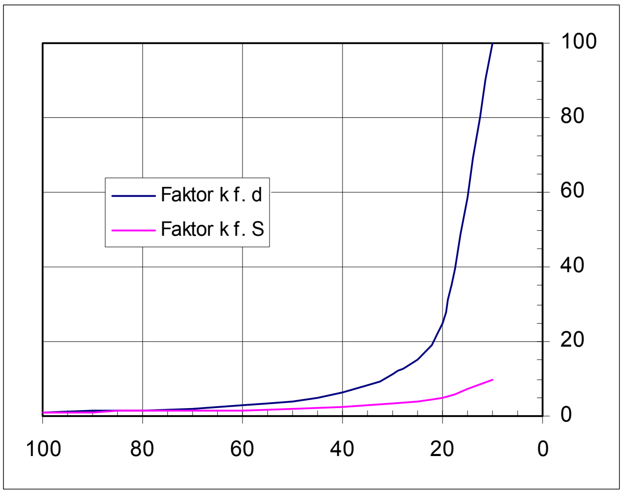
023)

$$S_1 = \frac{d_1^2 \cdot \pi}{4} = \frac{0{,}8^2 \cdot \pi}{4} = 0{,}503 \approx 0{,}5\,[m^2]$$
$$100\,[l/s] = 0{,}1\,[m^3/s]$$
$$\text{Geschwindigkeit } v = \frac{0{,}1}{0{,}5} = 0{,}2\,[m/s]$$
$$\frac{v_1}{v_2} = \frac{S_2}{S_1} = \frac{\frac{d_2^2 \cdot \pi}{4}}{\frac{d_1^2 \cdot \pi}{4}} = \frac{d_2^2}{d_1^2} \Rightarrow$$
$$v_2 = v_1 \cdot \frac{d_1^2}{d_2^2} = 0{,}2 \cdot \frac{0{,}8^2}{0{,}2^2} = 0{,}2 \cdot \frac{0{,}64}{0{,}04} = \underline{\underline{8\,[m/s]}}$$

024)

$$\frac{v_1}{v_2} = \frac{S_2}{S_1} \Rightarrow v_2 = v_1 \cdot \frac{S_1}{S_2} = v_1 \cdot k$$
$$\frac{S_1}{S_2} = \frac{d_1^2 \cdot \frac{\pi}{4}}{d_2^2 \cdot \frac{\pi}{4}} = \frac{d_1^2}{d_2^2} = k$$

d bzw. S	Faktor k f. d	Faktor k f. S
[%]	[1]	[1]
100	1,000	1,000
90	1,235	1,111
80	1,563	1,250
70	2,041	1,429
60	2,778	1,667
50	4,000	2,000
40	6,250	2,500
30	11,111	3,333
20	25,000	5,000
10	100,000	10,000



025)

$$E_p = m \cdot g \cdot h$$

$$E_p = 1350 \cdot 9{,}81 \cdot 2000 = \begin{array}{l} 26487000 \quad [Nm] \\ = 2648700 \quad [dNm] \end{array}$$

026)

$$E_{ges} = m \cdot g \cdot h + m \cdot \frac{v^2}{2}$$

$$E_{ges} = 570 \cdot 9{,}81 \cdot 1400 + 570 \cdot \frac{(95/3{,}6)^2}{2}$$

$$\underline{E_{ges} = 8026{,}846\ [kNm]}$$

027)

$$E_k = m \cdot \frac{v^2}{2} \text{ umgeformt :}$$

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot E_k}{m}}$$

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot 100000}{500}}$$

$$\underline{v = 14\ [m/s] = 50{,}9\ [km/h]}$$

028)

zunächst Umrechnung der Geschwindigkeit:

$180 \cdot 1{,}852 = 333{,}36\ [km/h],\ 333{,}36/3{,}6 = 92{,}67\ [m/s]$

a) Berechnung des Staudrucks q:

$$q = \frac{\rho \cdot v^2}{2} = \frac{1{,}225 \cdot 92{,}67^2}{2}$$

$$\underline{q = 5260\ [N/m^2] = 0{,}526\ [N/cm^2]}$$

b) Berechnung des Gesamtdrucks im Staurohr:

$$p_{ges} = p_{st} + q$$

$$\underline{p_{ges} = 101325 + 5260 = 106585\ [N/m^2]}$$

c) Für gleiche Geschwindigkeitsanzeige gilt:

$$q_0 = q_h$$

1. Lösungsansatz:

$$\frac{\rho_0 \cdot v_0^2}{2} = \frac{\rho_h \cdot v_h^2}{2} \Rightarrow v_h = v_0 \cdot \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_h}}$$

$$\underline{v_h = 92{,}67 \cdot \sqrt{\frac{1{,}225}{0{,}9091}} = 107{,}57\ [m/s]}$$

2. Lösungsansatz

$$da: q_0 = p_{ges0} - p_{st0} = \frac{\rho_h \cdot v_h^2}{2} \Rightarrow$$

$$v_h = \sqrt{\frac{2 \cdot (p_{ges0} - p_{st0})}{\rho_h}}$$

$$\underline{v_h = \sqrt{\frac{2 \cdot 5260}{0{,}9091}} = 107{,}57\ [m/s]}$$

29)

Geschwindigkeitsumrechnung:
160 [kt] Geschwindigkeit über Grund entsprechen bei Windstille der wahren Geschwindigkeit TAS.

$160 \cdot 1.852 = 296{,}32\ [km/h]\ 296{,}32/3{,}6 = 82{,}31\ [m/s]$

Da auf der Höhenmessersubscala 1013,25 [hPa] eingestellt sind, entsprecht die angezeigte Höhe der Druckhöhe, in der jedoch die Dichte nicht dem Standardwert entspricht. Daher Dichteumrechnung:

$$\frac{\rho_1}{\rho_2} = \frac{p_1}{p_2} \cdot \frac{T_2}{T_1} \text{ da im vorliegenden Fall } \frac{p_1}{p_2} = 1 \Rightarrow$$

$$\rho_2 = \frac{\rho_1 \cdot T_1}{T_2}$$

Die Werte für ρ_1 und T_1 werden aus der Tabelle für die Standardatmosphäre entnommen. Mit dem errechneten ρ_2 wird der Staudruck berechnet und zum statischen Druck für 2000 [m] Druckhöhe zugezählt.

$$\rho_2 = \frac{1{,}0065 \cdot 275{,}16}{273{,}16 + 11} = 0{,}97462\ [kg/m^3]$$

$$q = \frac{0{,}97462 \cdot 82{,}31^2}{2} = 3098{,}33\ [N/m^2]$$

$$\underline{p_{ges} = 3098{,}33 + 79495 = 82593{,}33\ [N/m^2]}$$

030)

Es ist die Luftdichte zu bestimmen, die den Geschwindigkeitswert 260 [km/h] ergibt. Für den so erhaltenen Dichtewert ist die zugehörige Druckhöhe aus der Tabelle der Standardatmosphäre zu suchen.

$$\frac{\rho_0 \cdot v_0^2}{2} = \frac{\rho_H \cdot v_H^2}{2} \Rightarrow$$

$$\rho_H = \frac{\rho_0 \cdot v_0^2}{v_H^2} = \frac{1{,}225 \cdot 230^2}{260^2} = 0{,}9586\ [kg/m^3]$$

Laut Tabelle liegt dieser Dichtewert zwischen 2400 und 2600 [m] Druckhöhe. Es muss daher interpoliert werden. Für 200 [m] Höhendifferenz beträgt der Dichteunterschied 0,9666-0,9472=0,0194 [kg/m^3]. Die Differenz zwischen der Dichte von 2400 [m] und der errechneten Dichte beträgt 0,9666-0,9586=0,08. Setze daher ins Verhältnis:

$$0{,}0194 : 200 = 0{,}008 : x \Rightarrow$$

$$x = \frac{200 \cdot 0{,}008}{0{,}0194} = 82{,}47 \approx 82{,}5\ [m]$$

$$\underline{\text{Höhe daher}: 2400 + 82{,}5 = 2482{,}5\ [m]}$$

031)

$$\mathrm{Re} = \frac{v \cdot l}{\nu} \textit{ umgeformt}:$$

$$l = \frac{\mathrm{Re} \cdot \nu}{v}$$

$$l = \frac{120000 \cdot 0{,}00001438}{15} = 0{,}115\,[m] = 115\,[mm]$$

036)

$$Z = W + G \cdot \sin\gamma$$

$$Z = 1300 + 11000 \cdot \sin 10 = 1300 + 11000 \cdot 0{,}17365$$

$$\underline{Z = 3210\,[N] \approx 3{,}2\,[kN]}$$

032)

$$\frac{v_L \cdot l}{\nu_L} = \frac{v_W \cdot l}{\nu_W} \quad \textit{da Länge l beidemale gleich}:$$

$$v_L = \frac{v_W \cdot \nu_L}{\nu_W} = v_W \cdot \frac{\nu_L}{\nu_W} = v_W \cdot \frac{0{,}00001438}{0{,}00000107}$$

$$\underline{v_L = 13{,}44 \cdot v_W}$$

037)

$$Z = c_W \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot S + G \cdot \sin\gamma \Rightarrow$$

$$\sin\gamma = \frac{Z - c_W \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot S}{G}$$

$$\sin\gamma = \frac{4000 - 0{,}02 \cdot \frac{1{,}225 \cdot 35^2}{2} \cdot 12}{13000} = 0{,}3065 \Rightarrow$$

$$\underline{\gamma \cong 18\,[^0]}$$

033)

$$W = c_W \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot S \Rightarrow$$

$$c_W = \frac{2 \cdot W}{S \cdot \rho \cdot v^2}$$

$$\underline{c_W = \frac{2 \cdot 10}{1 \cdot 1{,}225 \cdot 15^2} = 0{,}0726}$$

038)

$$\sin\gamma = \frac{\frac{1800 \cdot 0{,}3048}{60}}{\frac{110 \cdot 1{,}852}{3{,}6}} = 0{,}16 \Rightarrow \underline{\gamma = 9{,}3\,[^0]}$$

$$Z = W + G \cdot \sin\gamma = W + 1350 \cdot 9{,}81 \cdot 0{,}16$$

$$\underline{Z = W + 2118{,}96\,[N]}$$

<u>Zum Widerstand müssen 2119 [N] zugezählt werden, damit der Schub die für die gegebenen Bedingungen erforderliche Größe erreicht.</u>

034)

$$A = c_A \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot S\,;\, A = G \Rightarrow$$

$$c_A = \frac{2}{\rho \cdot v^2} \cdot \frac{G}{S}$$

$$\underline{c_A = \frac{2}{1{,}225 \cdot (130/3{,}6)^2} \cdot 50 \cdot 9{,}81 = 0{,}61}$$

Da die Flächenbelastung in [kg/m²] angegeben ist, muss mit g=9,81 multipliziert werden!

039)

$$400 = 300 + 500 \cdot 9.81 \cdot \sin\gamma \Rightarrow$$

$$\sin\gamma = \frac{400 - 300}{500 \cdot 9{,}81} = 0{,}021 \Rightarrow \underline{\gamma = 1{,}17\,[^0]}$$

$$\sin\gamma = \frac{w_{st}}{v} \Rightarrow w_{st} = v \cdot \sin\gamma$$

$$\underline{w_{st} = \frac{80}{3{,}6} \cdot 0{,}021 = 0{,}45\,[m/s]}$$

035)

vereinfachte Rechnung: 4000 [N] ~ 400 [kg]

$$v_s = 4 \cdot \sqrt{\frac{G}{S} \cdot \frac{1}{c_A}} = 4 \cdot \sqrt{\frac{400}{12} \cdot \frac{1}{1{,}45}}$$

$$\underline{v_s = 19{,}18\,[m/s] \approx 69\,[km/h]}$$

Genaue Rechnung:

$$v_s = \sqrt{\frac{2 \cdot G}{S \cdot \rho \cdot c_A}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 4000}{12 \cdot 1{,}225 \cdot 1{,}45}}$$

$$\underline{v_s = 19{,}37\,[m/s] \approx 70\,[km/h]}$$

040)

$$w_{st} = \frac{90 \cdot 1{,}852}{3{,}6} \cdot \sin 14 = \frac{90 \cdot 1.852}{3{,}6} \cdot 0{,}242$$

$$\underline{w_{st} = 11{,}19\,[m/s]}$$

041)

a)

$$w_{st}=\frac{s}{t}=\frac{10000}{15\cdot 60}=11{,}11\,[m/s]$$

$$v_{(TAS)}=\frac{350}{3{,}6}=97{,}22\,[m/s]$$

$$\sin\gamma=\frac{11{,}11}{97{,}22}=0{,}1143\Rightarrow \underline{\gamma=6{,}5\,[^0]}$$

b)

$$v_{(G)}=v_{(TAS)}-v_{(W)}=350-30=320\,[km/h]$$

$$v_{(G)}=320/3{,}6=88{,}89\,[m/s]$$

$$t_{8000}=\frac{8000}{11{,}11}=720{,}07\,[s]$$

$$s_{8000}=v_{(G)}\cdot t_{8000}=88{,}89\cdot 720{,}07\approx 64\,[km]$$

042)

$$c_W=0{,}03\cdot c_A$$

$$\tan\gamma=\frac{c_W}{c_A}=\frac{0{,}03\cdot c_A}{c_A}=0{,}03\Rightarrow \underline{\gamma=1{,}72\,[^0]}$$

$$\underline{Gleitverhältnis:\varepsilon=0{,}03=\frac{1}{33{,}3}}$$

$$\underline{Gleitzahl:E=\frac{1}{\varepsilon}=\frac{1}{0{,}03}=33{,}3}$$

043)

$$\varepsilon=\frac{c_W}{c_A}=\frac{1}{7}\Rightarrow \underline{c_W=\frac{c_A}{7}=0{,}143\cdot c_A}$$

$$Gleitzahl\quad E=7$$

$$E=\frac{v}{w}\Rightarrow w_s=\frac{v}{E}=\frac{\frac{80}{3{,}6}}{7}=3{,}17\,[m/s]$$

044)

$$E=\frac{A}{W}\qquad da\ A=G\Rightarrow$$

$$E=\frac{G}{W}\Rightarrow W=\frac{G}{E}$$

$$W=Zug\ am\ Schleppseil$$

$$\underline{Z=\frac{450\cdot 9{,}81}{35}=126\,[N]=12{,}6\,[dN]}$$

045)

$$v_{gl}=4\cdot\sqrt{\frac{m}{S}\cdot\frac{1}{c_A}}=4\cdot\sqrt{\frac{2{,}5}{0{,}5}\cdot\frac{1}{1{,}1}}=\underline{8{,}53\,[m/s]}$$

046)

$$v_{gl}=\sqrt{\frac{2}{\rho}\cdot\frac{m\cdot g}{S}\cdot\frac{1}{c_A}}$$

Dichte muss errechnet werden, da zwar der Druck der Höhe entspricht, die Temperatur jedoch vom Standardwert abweicht:

$$\frac{\rho_H}{\rho}=\frac{p_H}{p}\cdot\frac{T}{T_H}\quad \frac{p_H}{p}=1\quad \text{weil Standardluftdruck}$$

$$\frac{\rho_H\cdot T_H}{T}=\rho\quad\left(\rho_H=1{,}0476\,[kg/m^3]\right)$$

$$\rho=\frac{1{,}0476\cdot 277{,}76}{273{,}16+15}=1{,}00979\,[kg/m^3]$$

$$v_{gl}=\sqrt{\frac{2}{1{,}00979}\cdot\frac{2{,}5\cdot 9{,}81}{0{,}5}\cdot\frac{1}{1{,}1}}=\underline{9{,}4\,[m/s]}$$

047)

$$\frac{w_s}{v_{gl}}=\frac{c_W}{c_A}\Rightarrow w_s=v_{gl}\cdot\frac{c_W}{c_A}$$

$$\underline{w_s=8{,}53\cdot\frac{0{,}045}{1{,}1}=0{,}34\,[m/s]}$$

048)

$$E=\frac{c_A}{c_W}\Rightarrow c_A=c_W\cdot E$$

$$v_{gl}^{\,2}=\frac{2}{\rho}\cdot\frac{m\cdot g}{S}\cdot\frac{1}{c_W\cdot E}$$

$$c_W=\frac{2\cdot m\cdot g}{\rho\cdot S\cdot E\cdot v_{gl}^{\,2}}=\frac{2\cdot 30}{1{,}225\cdot 0{,}7\cdot 18\cdot 12^2}$$

$$\underline{c_W=0{,}027\,;\quad c_A=0{,}027\cdot 18=0{,}49}$$

049)

$$v_{CA=0}=4\cdot\sqrt{\frac{m}{S}\cdot\frac{1}{c_W}}=4\cdot\sqrt{\frac{650}{8}\cdot\frac{1}{0{,}015}}$$

$$\underline{v_{CA=0}=294{,}4\,[m/s]}$$

050)

$$F_{ZF}=\frac{m\cdot v^2}{r}=\frac{600\cdot 50^2}{150}$$

$$F_{ZF}=10000\,[N]=10\,[kN]$$

051)

errechne aus nachfolgenden Beziehungen :

$$A^2 + F_{ZF}^2 = A_K^2 \quad ; A_K = \frac{G}{\cos\phi} \quad ; A = m \cdot g = G ;$$

$$F_{ZF} = \frac{m \cdot v^2}{r} \qquad \rightarrow\rightarrow\rightarrow$$

$$(m \cdot g)^2 + \left(\frac{m \cdot v^2}{r}\right)^2 = \left(\frac{m \cdot g}{\cos\phi}\right)^2 \Rightarrow$$

$$\frac{m \cdot g}{\cos\phi} = \sqrt{(m \cdot g)^2 + \left(\frac{m \cdot v^2}{r}\right)^2} \Rightarrow$$

$$\cos\phi = \frac{m \cdot g}{\sqrt{(m \cdot g)^2 + \left(\frac{m \cdot v^2}{r}\right)^2}}$$

$$\cos\phi = \frac{600 \cdot 9{,}81}{\sqrt{(600 \cdot 9{,}81)^2 + \left(\frac{600 \cdot 40^2}{200}\right)^2}}$$

$$\cos\phi = 0{,}77498 \quad \underline{\phi = 39{,}2\,\left[^0\right]}$$

Methode nach Formel 04/23

$$r = \frac{v^2}{g} \cdot \frac{1}{\tan\phi}$$

$$\tan\phi = \frac{v^2}{g \cdot r} = \frac{40^2}{9{,}81 \cdot 200} = 0{,}8155$$

$$\underline{\phi = 39{,}2\,\left[^0\right]}$$

Aus dem Rechengang ist ersichtlich, dass für unsere Rechnung weder der Auftriebsbeiwert, noch die Flügelfläche erforderlich ist. Bei Rechnung nach der zweiten Methode benötigt man nicht einmal die Masse des Flugzeugs. Die Schräglage im Kurvenflug ist also nur von der Fluggeschwindigkeit und dem Radius der Kurve abhängig!

052)

$$r = \frac{v^2}{g \cdot \tan\phi}$$

$$r = \frac{50^2}{9{,}81 \cdot \tan 45} = \frac{2500}{9{,}81 \cdot 1} = 254{,}8\,[m]$$

$$U_K = 2 \cdot r \cdot \pi = 2 \cdot 254{,}8 \cdot \pi = 1601{,}2\,[m]$$

$$t_K = \frac{U_K}{v} = \frac{1601{,}2}{50} = \underline{32\,[\mathrm{sec}]}$$

$$\omega = \frac{360}{t_K} = \underline{11{,}25\,\left[^0/s\right]}$$

053)

$$v_{sK} = v_s \cdot \sqrt{n} \quad ; n = \frac{1}{\cos\phi}$$

$$n = \frac{1}{\cos 30} = 1{,}155$$

$$\underline{v_{sK} \approx 102\,[km/h]}$$

054)

a)

Die Auftriebskraft muss im Kurvenflug um das Lastvielfache größer sein als im Geradeausflug. Da die Geschwindigkeit unverändert bleibt, muss sich der Auftriebsbeiwert ändern (gegebenenfalls durch „Ziehen" am Knüppel).

$$n = \frac{1}{\cos\phi} = 1{,}103$$

$$A_K = n \cdot G = n \cdot A$$

$$c_{AK} \cdot \frac{\rho \cdot v_K^2}{2} \cdot S = n \cdot c_A \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot S$$

$v_K = v \quad \Rightarrow$ *Kürzen voriger Gleichung* :

$$\underline{c_{AK} = n \cdot c_A = 1{,}103 \cdot 0{,}45 \approx 0{,}5}$$

b)

Gewicht der Person:

$$G = m \cdot g = 75 \cdot 9{,}81 = 73{,}57\,[dN]$$

Die Gewichtskraft erhöht sich wie die Auftriebskraft um das im Kurvenflug auftretende Lastvielfache:

$$G_K = G \cdot n = 73{,}57 \cdot 1{,}103 = \underline{81{,}15\,[dN]}$$

055)

$$r = \frac{v^2}{g}\frac{1}{\sqrt{n^2-1}} \Rightarrow \quad \frac{r \cdot g}{v^2} = \frac{1}{\sqrt{n^2-1}} \Rightarrow$$

$$\sqrt{n^2-1} = \frac{v^2}{r \cdot g} \Rightarrow n^2 - 1 = \left(\frac{v^2}{r \cdot g}\right)^2 \Rightarrow n^2 = \left(\frac{v^2}{r \cdot g}\right)^2 + 1$$

$$n = \sqrt{\left(\frac{250^2}{750 \cdot 9{,}81}\right)^2 + 1} \quad \Rightarrow \quad \underline{n = 8{,}55}$$

$$\cos\phi = \frac{1}{n} = \frac{1}{8{,}55} = 0{,}11696 \quad \underline{\phi = 83{,}3\,\left[^0\right]}$$

056)

Lösung wie im 1. Teil von (052):

$$r = \frac{250^2}{9{,}81 \cdot \tan 70} = \frac{62500}{9{,}81 \cdot 2{,}7475}$$

$$\underline{r = 2319\,[m] \quad d = 4638\,[m]}$$