

Luftfahrttechnik

Wirkungsgrad des Antriebsvorgangs

$$\eta = \eta_i \cdot \eta_p = \frac{\text{Vom Fluggerät erbrachte Flugleistung}}{\text{Vom Fluggerät erbrachte chem. Energie des verbrauchten Kraftstoffes + Oxidator}}$$

$$\eta_i = \frac{(m_1 \cdot t_2)(N^2 \cdot v^3)}{H_{ur} \cdot m_1} = \frac{\text{Strahlenenergiezunahme}}{\text{gebundene chem. Energie des verbrauchten Kraftstoffes + Oxidator}}$$

$$\eta_p = \frac{2}{1 + V/V_0} = \frac{\text{Vom Fluggerät erbrachte Flugleistung}}{\text{Strahlenenergiezunahme}}$$

η_i : innerer Wirkungsgrad; η_p : äußerer Wirkungsgrad / Vortriebswirkungsgrad

stabil ✓
indifferent ↗
instabil ↘

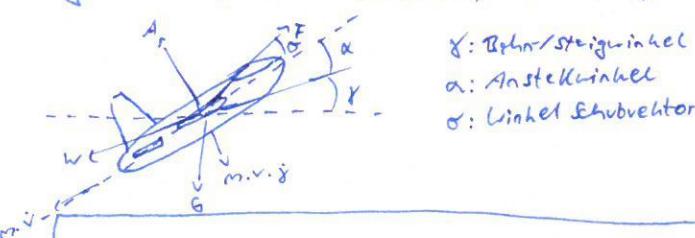
Formelsammlung

Literatur-Polarent Folie 3/72 in VL 6!

Berechnungsgleichungen

$$\text{Richtung Bahntangente: } m \cdot \dot{v} = -W + F \cdot \cos(\alpha + \sigma) - G \cdot \sin(\chi)$$

$$\text{normal zur Bahntangente: } m \cdot \dot{v} \cdot \dot{\chi} = A + F \cdot \sin(\alpha + \sigma) - G \cdot \cos(\chi)$$



$$V_{IAS} = V_R \cdot \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}}$$

- | | |
|------|---------------------|
| IAS: | Indicated air speed |
| BAS: | basic airspeed |
| CAS: | calibrated airspeed |
| EAS: | equivalent airspeed |
| TAS: | true airspeed |

$$TAS = EAS \cdot \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}}$$

Der Fachschaft zur Verfügung gestellt von Robert John

Die Inhalte in diesem Dokument werden Studenten der Luft- und Raumfahrttechnik an der Universität Stuttgart im Rahmen des Studiums der Luft- und Raumfahrttechnik an der Universität Stuttgart zur Verfügung gestellt. Diese dürfen ausschließlich für akademische Zwecke verwendet werden und sind Studenten der Luft- und Raumfahrttechnik an der Universität Stuttgart vorbehalten. Weder Korrektheit noch Vollständigkeit der Inhalte wird gewährleistet und weder für fehlerhafte noch für fehlende Informationen wird gehaftet. Die Verwendung verläuft auf eigene Gefahr und wird nicht empfohlen. Für jegliche Folgen die aus der Verwendung der in dieser Formelsammlung enthaltenen Formeln, Grafiken und Informationen hervorgehen ist der Anwender verantwortlich. Vervielfältigung dieses Dokumentes ohne explizite Einverständniserklärung der Autoren der verwendeten grafischen und textbasierten Inhalten ist rechtswidrig.

Reynolds Zahl $Re = \frac{V \cdot L}{\nu} \rightarrow \text{L} \rightarrow \text{Länge}$

$$Re = \frac{\rho \cdot V \cdot L}{\mu} \rightarrow \text{dynamische Zähigkeit} \rightarrow \text{kin. Zähigkeit}$$

Atmosphäre

Machzahl: $Ma = \frac{V}{a} \rightarrow \text{Fluggeschw.}$
 $a = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T}$
 $\kappa = \text{Isophorenexponent}$

Schall	Druck	Dichte	Temperatur
$c_s = \sqrt{\kappa RT}$	$\frac{p}{p_0} = \left(1 - \frac{n-1}{n} \frac{g}{RT_0} (H - H_0)\right)^{\frac{1}{n-1}}$	$\frac{\rho}{\rho_0} = \left(1 - \frac{n-1}{n} \frac{g}{RT_0} (H - H_0)\right)^{\frac{1}{n-1}}$ Für Dichtehöhe nach Haußlösern, T_0, p_0 nutzen	$T = T_0 - \frac{n-1}{n} \frac{g}{R} (H - H_0)$ $T = \frac{c_s^2}{\kappa R} \quad T_{0N} = T_0 + \frac{(n-1)g}{R} (H_0)$
Normtroposphäre	$273,15K = 0^\circ C$ $R = 287,05 \text{ J kg}^{-1} \text{ K}^{-1}$ $H_0 = 0 \text{ m}$ $T_0 = 288,15 \text{ K}$ $t_0 = 15^\circ C$ $p_0 = 101325 \text{ Pa}$ $c_{s,0} = 340 \text{ m s}^{-1}$	Druck/Dichte $P_i = P_0 \cdot \frac{T_0}{T_i} \cdot \rho_0$ $\frac{p}{p_i} = \frac{\rho}{\rho_i} = e^{-\frac{g}{RT_i}(H-H_i)}$	Stratosphäre $H_i = 11000 \text{ m}$ $\rho_i = 0,36392 \text{ kg m}^{-3}$ $p_i = 22632 \text{ Pa}$ Normstratosphäre $c_{s,i} = 295,60 \text{ m s}^{-1}$ $T_i = 216,65 \text{ K}$ $t_i = -56,65^\circ C$
			ppp

Flugzeugmaße

Flügelstreckung	Neutralpunkt	Zuspitzung	Bezugsflügeltiefe	Trapezflügelfläche
$\frac{1}{l_a \cdot e \cdot \pi} = \Lambda = \frac{b^2}{S} = \frac{2b}{l_i + l_a} [-]$	$x = \frac{l_\mu}{4}$	$\lambda = \frac{l_a}{l_i} [-]$	$l_\mu = \frac{2}{3} \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} l_i [m]$	$S = \frac{l_i + l_a}{2} b [m^2]$ Höhenleitlinie

Auftriebsgradient

$$C'_A = \frac{2\pi\Lambda}{\Lambda + 3} [\frac{1}{rad}]$$

Segelflugzeug 25-30

Transportflugzeug 7-10

Reiseflugzeug 5-7

Kampfflugzeug 2-4

Effektive Streckung

$$\rightarrow \Lambda_e [-]$$

Widerstandsbeiwert

$$C_W = C_{W0} + k_p \cdot C_A^2 + \underbrace{\frac{C_A^2}{\pi \cdot \Lambda}}_{\text{Induziert}} \cdot (1 + \delta) = C_{W0} + \frac{C_A^2}{\pi \cdot \Lambda \cdot e}$$

$$e = \frac{1}{1 + \delta + k_p \cdot \pi \cdot \Lambda}$$

Abstand Bezugsflügeltiefe

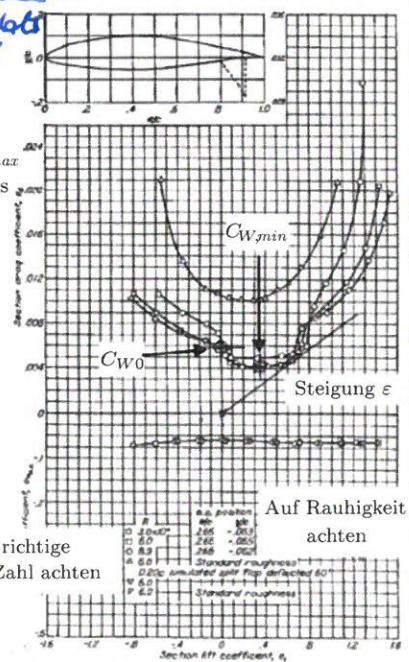
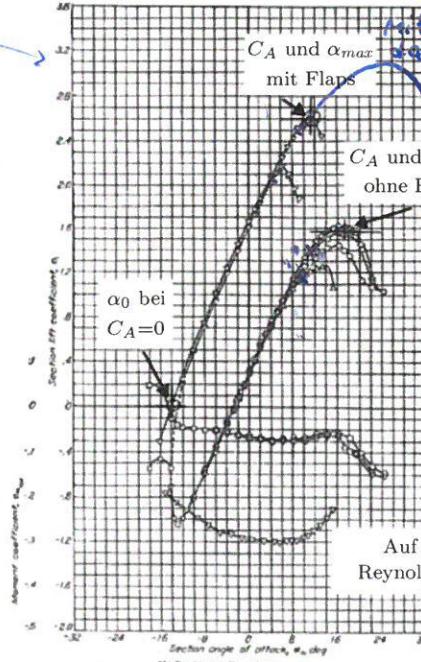
$$y_\mu = \frac{b}{6} \cdot \frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda} [m]$$

$$Y_{1,\mu} = \frac{Y_{\mu i} \cdot S_i + (Y_u + Y_{\mu,a}) S_a}{S_i + S_a}$$

Gleitzahl des Profils $C_L = \frac{C_w}{C_d}$ $G = \frac{1}{C_d}$

Profildiagramm

Ersatzspannweite Doppeltrapezflügel: $SE = (S_i + S_a) : \mu$



Nullauftriebsbeiwert

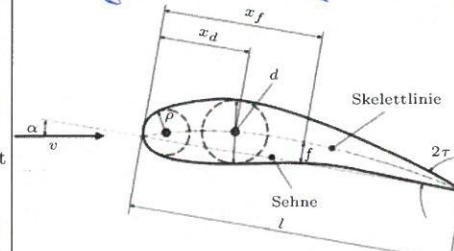
$$C_{A0} = C_A(\alpha = 0)$$

Nullwiderstandsbeiwert

$$C_w = C_{W0} = C_W(C_A = 0)$$

Min. Widerstandsbeiwert

$$C_{Wmin} \text{ Auftriebsgradient Ersatzflügel } C'_{1F} = \frac{(2\pi \cdot \Lambda_F)}{\Lambda_F + 3}$$



Schubbeiwert $C_s = \frac{F}{q \cdot S_s} [-]$

Spezifischer Standschub $w = \frac{F_0}{m} = \frac{F_0}{q \cdot v} [m/s]$
oder Strahlgeschwind.

Kraftstoffverbrauch $B = g \cdot m_{ur} [N/h]$

Spezifischer (STC)
Kraftstoffverbrauch $b = \frac{g \cdot m_{ur}}{F} [\frac{1}{h}]$

Leistungsgewicht $\frac{\text{Schub}}{\text{Gewicht}} = \frac{F}{g \cdot m} [-]$

Leistung $\frac{\text{Leistung}}{\text{Gewicht}} = \frac{P}{g \cdot m} [\frac{m}{s}]$

Flugzeugmaße

NACA-Profile

4-Stellig

NACA A B CD

- A: Wölbung [%]
- B: Wölbungsrücklage [10% der Tiefe]
- CD: Relative Dicke [%] = $\frac{d}{t}$
- Dickenrücklage: 30%

Luftprofil: Max. Dicke weit hinten
-> Dickenrücklage > 0%

5-Stellig

NACA A B C DE

- A: Entwurfsauftriebsbeiwert (-0,15)
- B: $\frac{1}{5}$ Wölbungsrücklage [10% der Tiefe]
- C: Skelettlinie (1: WP; 0: Kein WP)
- DE: Relative Dicke [%]

6-Stellig

NACA A B C - D EF G

- A: Serienbezeichnung (=6)
- B: Lage des minimalen Drucks in 10% der Tiefe
- C: Halber Bereich der Laminardelle $\in \pm 0,1C$
- D: $10 \cdot$ Entwurfsauftriebsbeiwert
- EF: Maximale Dicke [%]
- G: $10 \cdot$ Bereich konstanter Übergeschwindigkeit

Schädlicher Widerstand / Nullwiderstand
Restwiderstand: $W_0 = q \cdot C_{W,ref} \cdot S_{ref}$
oder: $W_0 = \frac{1}{2} V^2 \cdot C_{W,ref} \cdot S_{ref}$

Flugzeuggleichungen

$$G = m \cdot g$$

Widerstandsgleichung

$$P = W \cdot V$$

$$[P] = \frac{\text{N} \cdot \text{m}}{\text{Kg} \cdot \text{m} \cdot \text{s}^{-2}}$$

$$W = \frac{1}{2} v^2 C_w S = G \frac{C_w}{C_A}$$

$q = \text{Staudruck Geometrie}$

Gleitzahl

$$\varepsilon = -\tan(\gamma) = \frac{C_w}{C_A} = \frac{C_{W0}}{C_A} + \frac{C_A}{\pi \Lambda e}$$

Gleitverhältnis: $\frac{\text{Lift}}{\text{Drag}} = \frac{A}{W} = \frac{1}{\varepsilon}$

Lastvielfaches

$$n_z = \frac{A}{G} = \cos(\gamma) + \frac{v^2}{g \cdot r}$$

$$\text{Reichweite} \\ (\text{rot. horizontal. Strecke}) \\ R_{max} = \frac{H}{\varepsilon_{min}}$$

Auftriebsgleichung

$$C_A = \frac{2A}{\rho v^2 S} \quad A = \frac{1}{2} v^2 C_A S$$

Bestes Gleiten

$$C_{A_{\varepsilon, min}} = \sqrt{\frac{1}{2} (C_{W0} \pi \Lambda e)} \quad (\text{TA})$$

$$C_{A_{opt}} = C_{A_{\varepsilon, min}} = \sqrt{C_{W0} \pi \Lambda e} \quad (\text{PA})$$

$$C_{W_{\varepsilon, min}} = 2C_{W0}$$

DIE HIER

Reynoldszahl

$$Re = \frac{v \cdot l}{\nu} = \frac{\rho \cdot v \cdot l}{\mu}$$

Geringstes Sinken

$$C_{A_{w, min}} = \sqrt{3 C_{W0} \pi \Lambda e}$$

$$C_{W_{w, min}} = 4 C_{W0}$$

$$P(v) = \frac{1}{2} \rho V^2 S (C_{W0} + \frac{2A^2 V}{\rho v^2 S \pi \Lambda e})$$

Bahngeschwindigkeit

$$v = \frac{\sqrt{2G}}{\sqrt{C_A^2 + C_W^2}}$$

kann auch für Steiggeschwindigkeit genutzt werden.

Geschwindigkeiten (Gleitflug)

dabei Bewegungsgleichung: $W^2 + A^2 = R^2 = G^2$

Vertikalkomponente

$$= v \cdot \sin(\gamma) \quad C_W \sqrt{\frac{2G}{\rho S}}$$

$$v_v = \sqrt[4]{(C_A^2 + C_W^2)^3}$$

Horizontalkomponente

$$= v \cdot \cos(\gamma) \quad C_A \sqrt{\frac{2G}{\rho S}}$$

$$v_h = \sqrt[4]{(C_A^2 + C_W^2)^3}$$

Sturzflug

$$v_{max} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_W}}$$

Horizontalflug

dabei Widerstand: $W = C_{W0} \cdot q \cdot S + \frac{1}{\pi \cdot e \cdot q} \cdot \left(\frac{G}{6} \right)^2$

Minimale Geschwindigkeit

$$v_R = \sqrt{\frac{2 (M_{ton} \cdot g) \cdot \gamma}{\rho S \cdot S} \cdot \frac{C_A}{C_A}}$$

$$v_{min} = 1,3 \cdot v_{stall} = 1,3 \cdot \sqrt{\frac{2}{\rho S C_{A_{max}}} (G - F \sin(\alpha + \sigma))}$$

Erforderlicher Schub

Düsenantrieb

$$\frac{F}{G} = C_{W0} \frac{\rho S}{2G} v^2 + \frac{2G}{\pi \Lambda e \rho v^2 S}$$

Propellerantrieb

$$\frac{P}{G} \eta = \frac{\rho S}{2G} v^3 C_{W0} + \frac{2G}{\pi \Lambda e \rho v S}$$

Steilstes Steigen

$$C_A = \sqrt{C_{W0} \pi \Lambda e}$$

Steiggeschwindigkeit

Düsenantrieb

$$v_v = v \sin(\gamma) = v \cdot \left(\frac{F}{G} - \varepsilon \right)$$

Propellerantrieb

$$v_v = v \sin(\gamma) = \frac{\eta \cdot P}{G} - \varepsilon \cdot v$$

$W_{min} = \frac{C_{Wmin}}{C_{Amin}} \cdot M_{ton} \cdot g \cdot \sin(\gamma) \quad \text{CNJ}$

Nur wenn aus max. getreten ist, sonst überflügelgeschwindigkeit

Düsenantrieb

$$F_{ton} = L_{min} \cdot M_{ton} \cdot g \cdot \sin(\gamma) \quad \text{CNJ}$$

$$v_{st} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S} \left(\frac{F}{G \sqrt{C_A}} - \frac{C_{W0}}{\sqrt{C_A^3}} - \frac{\sqrt{C_A}}{\pi \Lambda e} \right)}$$

Propellerantrieb

$$v_{st} = \frac{P}{G} \eta - \sqrt{\frac{2G C_W^2}{\rho S C_A^3}}$$

$$C_{A_{opt}} = \frac{F_{max} \pi \Lambda e}{2G} \left(\sqrt{1 + \frac{12G^2 C_{W0}}{F_{max}^2 \pi \Lambda e}} - 1 \right)$$

$$C_{A_{opt}} = \sqrt{3 C_{W0} \pi \Lambda e}$$

Start

$$\therefore v_{start} = \sqrt{n_z}$$

Startrollstrecke (Düsenantrieb)

$$X_{LOF} = \frac{v_{LOF}^2}{2g \left(\frac{F}{G} - \mu \right)} = 1,4 \frac{G}{S \rho C_{A_{max}} g \left(\frac{F}{G} - \mu \right)}$$

notwendige Auftriebsbelastung

Startstrecke

$$L_{TO} \approx \frac{X_{LOF}}{0,9}$$

Startauftrieb

$$C_{LOF} = \frac{C_{A_{max}}}{1,44}$$

Staudruck

$$q = \frac{\rho}{2} v^2$$

Schub erforderlich

$$F_z = \frac{M_{AH} \cdot V_H^2}{\Gamma}$$

Minimale Kreisgeschwindigkeit

$$v_{min, \Phi} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_A \cos(\Phi)}}$$

Ablenkradius: $\Gamma = \frac{V^2}{g \cdot (n_{z, max})^{-1}}$

$$C_{AH} = \frac{2 M_{AH} g \cdot n_z}{\rho S V^2}$$

$$n_{z, max} = \frac{V^2}{g \cdot \Gamma}$$

$$n = \frac{1}{\cos(\Phi)}$$

Kurvenflug

Auftrieb = $\frac{(m \cdot g \cdot \cos(\gamma) + \frac{m \cdot v^2}{r})}{m \cdot g}$

Bericht = $\frac{m \cdot g}{m \cdot g}$

$$= \cos(\gamma) + \frac{v^2}{g \cdot r}$$

Flugzeuggleichungen

$$R = \frac{m}{C_{PA}} \cdot \frac{C_A}{C_W} \cdot \ln\left(\frac{1}{1 - \frac{m_{TR}}{m_A}}\right) \quad (\text{PL})$$

Brechet'sche Formel

$$T = \frac{C_A}{C_{TL} C_W} \ln\left(\frac{m_A}{m_A - m_{TR}}\right)$$

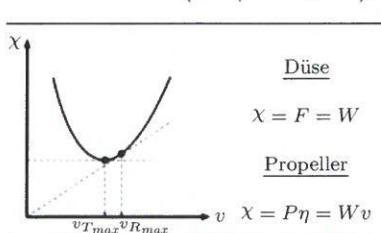
$$R = \frac{\eta C_A}{C_{TL} C_W} \ln\left(\frac{m_A}{m_A - m_{TR}}\right)$$

Antriebseffizienz η Aerodynamische Effizienz C_A Endurance (T/L) Range Strukturelle Effizienz

Höhenzunahme Streckenflug

$\Delta H =$

$$(41900 \text{ m} - H_A) \left(1 - \sqrt{\frac{m_A - m_{TR}}{m_A}}\right)$$



Neutralpunkttrücklage

$$\Delta x_N = \frac{\zeta_H \left(1 - \frac{d\alpha_w}{da}\right) r_0}{S_F C'_{AE} + \zeta_H \left(1 - \frac{d\alpha_w}{da}\right)}$$

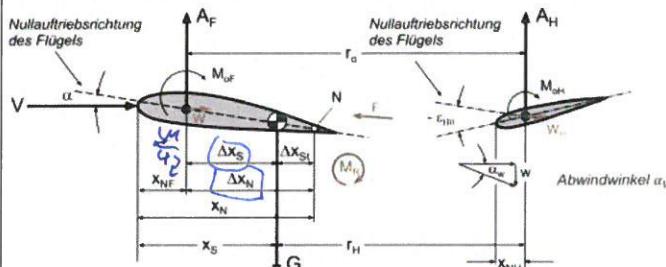
Faktor

$$m = \frac{2h_{HLW}}{b}$$

$$r_H = r_0 - \Delta x_s = r_0 - (x_s - x_{NF})$$

$$X_N = X_{FV} + \frac{l_\mu}{4} + \Delta X_N$$

$$X_N = X_{NF} + \Delta X_N$$



Notwendige Landestrecke

$$l = \frac{5}{3} x_L = \frac{5}{3} (x_{L1} + x_{L2})$$

$$v_L \geq 1,3 v_{stall}$$

$$C_{AL} = \frac{C_{Amax}}{1,69}$$

$$\frac{1}{C_A} = \frac{2\pi \lambda}{C_L + 3}$$

Landerollstrecke

$$x_{L2} = \frac{v_L^2}{2b} + \Delta t v_L = \frac{G}{S\rho C_{AL} b} + \Delta t \sqrt{\frac{2G}{S\rho C_{AL}}}$$

Mit Schubumkehr

$$b = \mu g + k \frac{F_0}{m} = g \left(\mu + k \frac{F_0}{G_L} \right)$$

Gleitpfad

$$\frac{H}{\gamma}$$

Übergangsbogen

$$R = \frac{v_L^2}{g(n_z - 1)}$$

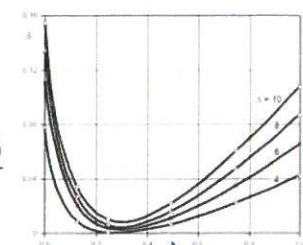
Standardwerte

$$H = 15 \text{ m} \quad \text{Normale Landung: } n_z = 1,05 - 1,1 \\ \gamma = 3^\circ \quad \text{Kurze Landung: } n_z = 1,2$$

Einfluss Der Reibung

$$e = \frac{1}{1 + \delta + k_p \pi \Lambda}$$

$$C_W = C_{W0} + k_p C_A^2 + \frac{C_A^2 (1 + \delta)}{\pi \Lambda}$$



Druckpunkt: Angriffspunkt der am Profil angreifenden Gesamtluftkräfte momentenfrei

Neutralpunkt: Bei Änderung des Anstellwinkels bleibt das Moment um diesen Punkt konstant Gesamtluftkraft + Nullmoment

Zu symmetrischen, ungefeilten Profil: $x/l = 0,25$ (t/c -Linie) Druck und Normalpunkt fallen zusammen

$$(1) \text{ a) } \frac{P}{P_0} = \left(1 - \frac{n-1}{n} \frac{R}{kT_0} (H - H_0)\right)^{\frac{n}{n-1}}$$

$$\text{bei } \frac{P}{P_0} = \frac{1}{2} : H = 6667 \text{ m}$$

$$\text{bei } \frac{P}{P_0} = \frac{1}{3} : H = 70080 \text{ m}$$

$$\text{bei } \frac{P}{P_0} = \frac{1}{10} : H = 78520 \text{ m} \quad \text{Schnell in Stratosphäre}$$

$$\frac{P}{P_0} = e^{-\frac{g}{RT_0} (H - H_0)}$$

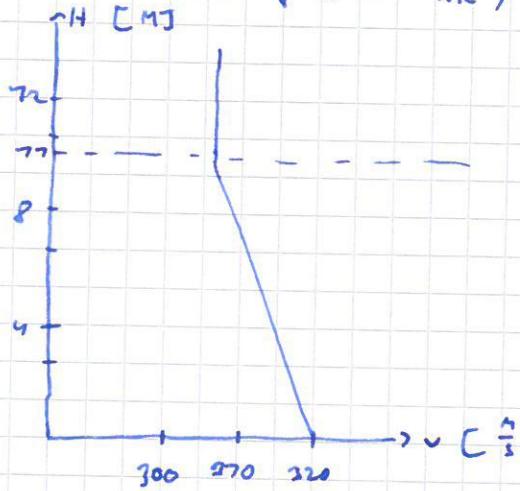
$$\hookrightarrow H = 77900 \text{ m} \quad \text{mit } \rho = \frac{P_0}{\rho_0}$$

4)

$$Ma = \frac{V}{\sqrt{RT}}$$

$$\text{Für } Ma=1 \text{ gilt: } V = \sqrt{RT}$$

$$H(v) := \frac{n-1}{n-1} \frac{R}{g} \left(T_0 - \frac{V^2}{2g} \right)$$



(1)

a) ges: S , λ , $\lambda \cdot e$

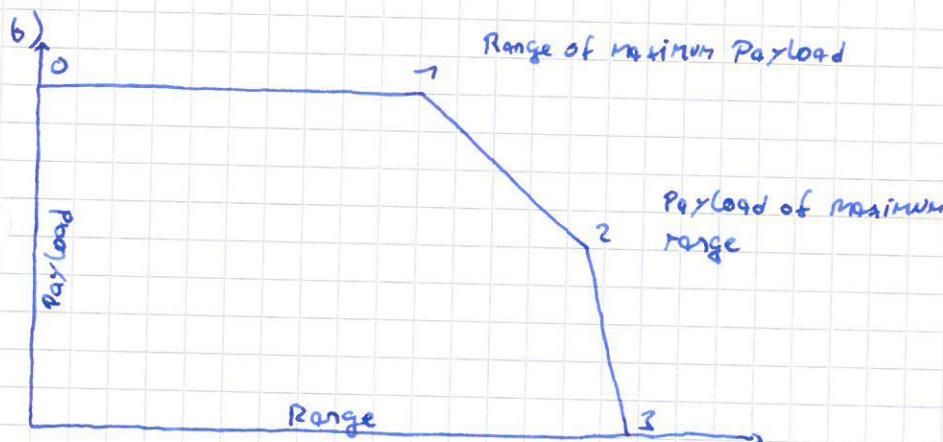
$$S = \frac{L_i + L_a}{2} b = \frac{2,6 + 7,3}{2} \cdot 74,6 = 28,47 \text{ m}^2$$

$$\lambda = \frac{b^2}{S} = 7,487$$

$$\lambda = \frac{L_a}{L_i} = 0,5$$

$$l_u = 2,022 \text{ m} = \frac{2}{3} \frac{7 + \lambda + \lambda^2}{7 + \lambda} L_i$$

$$\lambda \cdot e = 5,247$$



0: Leermasse + Maximale Nutzlast, kein Kraftstoff:

$$M_0 = M_L + M_{NLM} = 6666 \text{ kg}$$

1: Leermasse + maximale Nutzlast + Kraftstoff bis maxima Abflughöhe

$$M_{MRY} = M_{Mton} - M_L - M_{NLM} = 2494 \text{ kg}$$

→ Max. Reichweite bei max. Nutzlast

2: Leermasse + maximales Kraftstoff + Nutzlast bis maxima Abflughöhe

$$M_{MLZ} = M_{Mton} - M_L - M_{KRF} = 974 \text{ kg}$$

→ Max. Reichweite bei max. Kraftstoff

3: Leermasse + mat. Kraftstoff + keine Nutzlast

$$M_3 = M_L + M_{KRF} = 8186 \text{ kg}$$

→ Überführungsreichweite

3.7

Rechteckiger Ersatzflügel am Rumpfträgerverlängerung

Flügeltiefe: innen

$$l_i = 7,2 \text{ m}$$

$$l_{in} = 3,6 \text{ m}$$

$$s = 7 \text{ m}$$

Zuspitzung: $\lambda_i = \frac{l_{in}}{l_i} = 0,5$

$$\lambda_{ea} = \frac{l_a}{l_h} = 0,4767$$

Bezugslügel-: $l_{ui} = 5,6 \text{ m}$
Tiefe

$$l_{um} = 2,694 \text{ m}$$

Abstand Bezugr-: $Y_{ui} = \frac{2 \cdot Y_h}{6} \cdot \frac{7 + 2 \cdot \lambda_i}{7 + \lambda_i}$
Eligeltiefe
 $= 2,889 \text{ m}$

$$Y_{ua} = 4,529 \text{ m}$$

Trapezflügel-: $s_i = 70,20 \text{ m}^2$
Flächen

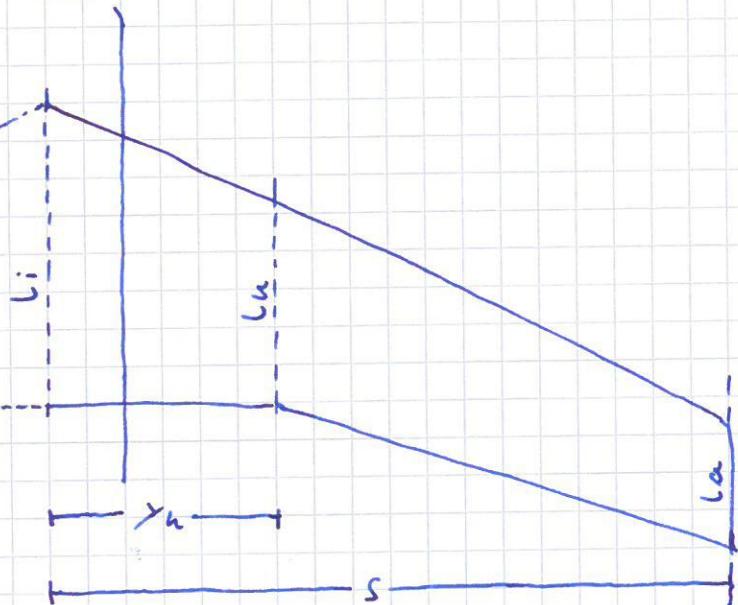
$$S_a = 53,55 \text{ m}^2$$

$$S_{ges} = 723,8 \text{ m}^2$$

Bezugslügeltiefe Gesamtflügel: $l_m = \frac{l_{ui} \cdot s_i + l_{ea} \cdot S_a}{s_i + S_a} = 4,747 \text{ m}$

Y -Abstand Doppeltrapezflügel : $Y_{lm} = \frac{Y_{ui} \cdot s_i + (Y_h + Y_{ua}) \cdot S_a}{s_i + S_a}$
 $= 7,927 \text{ m} \quad 6,409 \text{ m}$

Ersatzflügelspannweite Doppel-: $S_E = (s_i + S_a) / l_m = 14,928 \text{ m}$
trapezflügel $= 28,52 \text{ m}$



LFT - Übungen 3

Seite 4

- ④ Profil NACA 0006, $L = 7m$, Standort Rechtigkeit

$$V = 90 \frac{m}{s} \quad D = 7,5 \cdot 10^{-5} \frac{m^2}{s}$$

a) Wölbung: 0%.

Wölbungsrichtlage: 0%.

Relative Dicke: 6%.

Dichsrücklage: 30%.

- b) Profil symmetrisch und ungepeilt $\rightarrow x_n = x_0 = 0,25 L$

$$C_{L,0} = 0,009 \quad ; \quad C_L = 0,073$$

$$C_L = \frac{C_D}{C_a} = 0,026 \quad ; \quad C_{D,0} = 0,5$$

- d) $C_{a,\max} = 0,9$ bei $\alpha = 77^\circ$

$$e) C'_a = \frac{dC_a}{d\alpha} = \frac{\Delta C_a}{\Delta \alpha} \quad] \text{linearer Bereich}$$

$$\Delta C_a = 0,8$$

$$\Delta \alpha = 8^\circ = 8 \cdot \frac{\pi}{180} \frac{\pi}{180} = 0,7396 \text{ rad}$$

$$C'_a = 5,737$$

$$C'_{a,\text{th}} = 2\pi = 6,283$$

$$\text{rel } \alpha = \frac{C'_{a,\text{th}} - C'_a}{C'_{a,\text{th}}} = 8,8\%$$

- f) $t_h = 0,2h \quad \eta = 60\%$

Profil gewölbt $\rightarrow M_{a,0} \neq 0 \rightarrow$ DP liegt abhängig von C_a

hinter dem NP: ~~$M_{a,0} \propto C_a$~~

Neutralpunkt liegt nicht mehr bei $\frac{t_h}{2}$, da $C_{n,th}$ nicht konstant ist.

$$\frac{\Delta x}{L_h} = \frac{\Delta x_{NP}}{L_h} - \frac{C_{n,0}}{C_a}$$

- g) Δ -kurve jetzt im Diagramm, vorher Δ .

$$C_{a,\max} = 7,78 \text{ bei } \alpha = 77^\circ$$

$$\kappa = 5^\circ$$

- h) ohne Klappe: $\alpha_0 = 0^\circ$

- i) mit Klappe; $\kappa_0 = -72^\circ$

(4.7)

NACA 65-075

$$V = 90 \frac{m}{s}$$

$$L = 7M$$

$$V = 7,5 \cdot 10^{-5} \frac{m^2}{s}$$

$$Re = \frac{V \cdot L}{\nu} = 6 \cdot 10^6 \rightarrow \Delta \text{ und } \square$$

$$C_{\alpha} = 0 \rightarrow C_{w0} = 0,004 \quad / \quad C_{w0} = 0,0084$$

$\hookrightarrow g_{0,0}$ $\hookrightarrow \text{standard}$

$$C_0 = 0,8 \rightarrow C_w = 0,0086 \quad / \quad C_w = 0,0057$$

Vergleich Rauhigkeit:

$$\therefore C_{wg0} = \frac{0,004}{0,0086} = 0,4762$$

$$\therefore C_{w08} = \frac{0,0086}{0,0057} = 0,5478$$

Vergleich Auftriebsbeiwerte

$$\therefore C_{wg} = \frac{0,004}{0,0086} = 0,4657$$

$$\therefore C_{w0} = \frac{0,0086}{0,0057} = 0,05669$$

(1.7)

NACA 0006

Standard Rauhigkeit

$$V = 70 \frac{m}{s}$$

$$V = 7,5 \cdot 10^{-5} \frac{m^2}{s}$$

$$L = 7M ; b = 6M$$

$$a) W = \frac{1}{2} V^2 C_w S$$

$$C_w = 0,009 \quad C_{w0}, \text{ weil } C_A = 0$$

$$C_{w0} = 0,009$$

$$W = 778,6 N$$

$$b) C_w = C_{w0} + k_p \cdot C_A^2 + \frac{C_A^2}{15 \cdot L} (7 + \delta) \quad \delta = 0,045$$

~~Wert zu groß~~~~Wert zu klein~~

Nur

???

c) $C_A = 0,4$

$$C_{wind} = \frac{C_A^2}{\pi \cdot A} (1 + f)$$

$$= 0,07327$$

$$U_{wind} = \frac{\rho}{2} v^2 C_{wind} S$$

$$= 262,0 \text{ N}$$

d) $e = (\gamma + \delta + k_p \cdot \pi \cdot A)^{-1}$

$$= 0,8296$$

e) $U_{ges} = \frac{\rho}{2} v^2 C_{ges} S$

$$C_{ges} = C_{w0} + k_p \cdot (C_A^2 + \frac{C_A^2}{\pi A} (\gamma + \delta))$$

$$= 0,02935$$

$$U_{ges} = 483,2 \text{ N}$$

f) $\begin{array}{cccccc} C_A & 0 & 0,1 & 0,2 & 0,3 & 0,4 \\ C_w & 0,007 & 0,073 & 0,0095 & 0,077 & 0,024 \end{array}$

Werte einzeichnen für Polare

g) $E_{min} = \frac{1}{2} ; E_{min \text{ unendlich}} = \frac{1}{5}$

LFT Übungen 9

$$(5) G = 4400 \text{ N} \quad S = 70,6 \text{ m}^2 \quad \lambda = 27,3 \quad C_{w0} = 0,008 \quad e = 0,8$$

$$\textcircled{a}) b = \sqrt{\lambda \cdot S} = 75,0 \text{ m}$$

$$C_{A,\text{opt}} = C_{A,\text{min}} = \sqrt{C_{w0} \pi \cdot e} = 0,6544$$

$$\textcircled{b}) E_{\text{min}} = \frac{G \cdot b \cdot h}{C_{A,\text{opt}} \cdot \pi \cdot e} = 0,02445$$

$$\textcircled{c}) v = \frac{\sqrt{\frac{2G}{\rho_s}}}{\sqrt{C_A + C_w}} \quad \text{mit } \frac{\rho}{\rho_0} = \left(1 - \frac{1-\gamma}{\gamma} \frac{g}{RT_0} (H - H_0) \right)^{\frac{1}{1-\gamma}}$$

$$v_0 = 32,78 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$v_{1000} = 33,77 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$v_{2000} = 35,57 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$v_{3000} = 37,35 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$\rho_0 = 7,225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$\rho_{1000} = 7,172 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$\rho_{2000} = 7,006 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$\rho_{3000} = 6,9090 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$\textcircled{d}) R_0 =$$

$$R_{1000} = \frac{H}{E_{\text{min}}} = 47,67 \text{ km}$$

$$R_{2000} = 83,33 \text{ km}$$

$$R_{3000} = 125 \text{ km}$$

$$\textcircled{e}) \text{ Vertikale Komponenten } v_v = v \cdot \cos(\gamma) \quad \text{mit } \gamma = 7,375^\circ$$

Horizontale

$$v_{v1000} = 33,76 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$v_{v2000} = 35,57 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$v_{v3000} = 37,34 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$T = \frac{R}{v}$$

$$T_{1000} = 20,57 \text{ min}$$

$$T_{2000} = 239,72 \text{ min}$$

$$T_{3000} = 55,79 \text{ min}$$

$$\textcircled{f}) G_{\text{new}} = G + G \cdot 0,2$$

$$\sqrt{\frac{2G}{\rho_s}} \rightarrow \cancel{\sqrt{\frac{2G}{\rho_s} \cdot \frac{1}{2} \cdot 0,2 \cdot \frac{g}{RT_0}}}$$

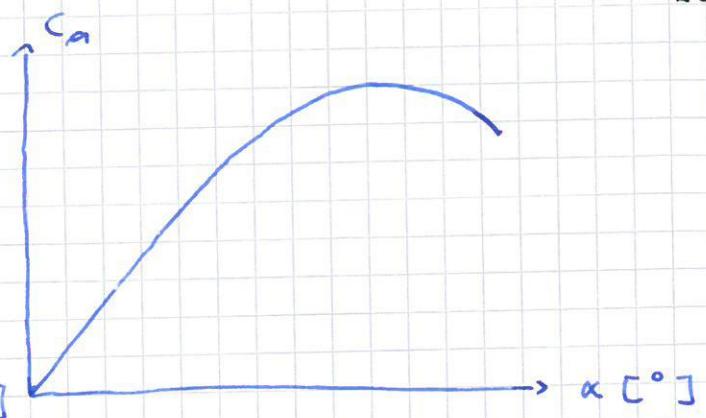
$$\sqrt{\frac{2(G+G \cdot 0,2)}{\rho_s}} \Rightarrow v \text{ steigt um Faktor } 1,095 \text{ an}$$

R unverändert

T um Faktor $\frac{2}{1,095} = 1,82$ höher



Weniger guttrig: schneller
Strömungsaufbruch



Gutriger: Spürbarer Abreiß-
bereich.

⑦ Was ist ein laminarprofil?

Ein Profil, bei dem die maximale Dicke weit hinten liegt, lange laminare Anlaufstrecke, da lange "Durchfließstrecke", dadurch über relativ großen C_L -Bereich keine nennenswerte Zunahme des Profilniederdruckes (Laminardelle)

LFT Übungen 5

Seite 9

(P) $G = 88300 \text{ N}$

$$C_{w0} = 0,022$$

Zwei Triebwerke mit $75,5 \text{ kN}$

$$\frac{F}{F_0} \approx \left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^m \quad \text{mit } m = 0,8$$

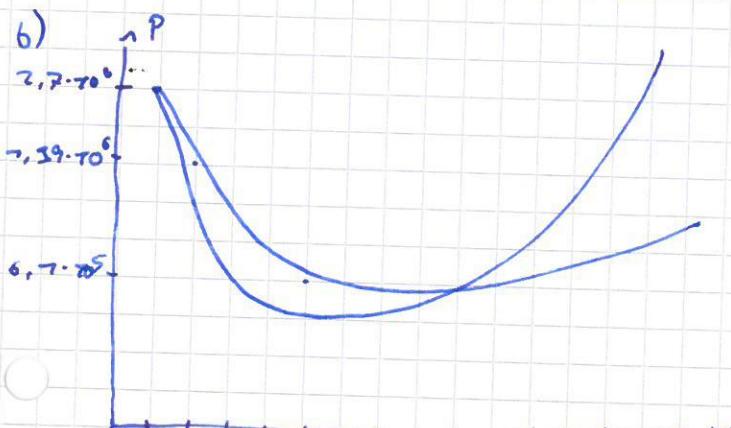
a) $\omega = \frac{\rho}{2} v^2 (C_w s)$

$$C_w = C_{w0} + \frac{C_A}{\pi \cdot l_e}$$

$$C_A = \frac{2A}{\rho v^2 s}$$

$$\begin{aligned} \omega &= \frac{\rho}{2} v^2 s \cdot \left(C_{w0} + \frac{(2A)^2}{\pi \cdot l_e} \right) \\ &= \frac{1}{2} \rho v^2 s \left(C_{w0} + \frac{4A^2 \cdot \pi \rho v^2 s}{\rho^2 v^4 s^2 \pi \cdot l_e} \right) \\ &= \frac{1}{2} \rho v^2 s C_{w0} + \frac{2A^2}{\rho v^2 s \pi \cdot l_e} \end{aligned}$$

$$PCU = \frac{1}{2} \rho v^3 s \left(C_{w0} + \frac{2A^2}{\rho v^2 s \pi \cdot l_e} \right)$$



Aus Aufgabe 2: $C_{w0} = 0,022$
 $G = 88300 \text{ N}$
 $e = 0,7$
 $l_e = 7,3$
 $S = 28,5 \text{ m}^2$
 $F_0 = 37 \text{ kN}$

$$\begin{aligned} F_{max} &= 37 \text{ kN} \\ P_{max} &= 37 \text{ kN} \cdot v \quad (\text{mit } \frac{F}{F_0} = \left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^m) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} F_{0000 \text{ max}} &= 75,73 \text{ kN} \\ P_{0000 \text{ max}} &= 75,73 \text{ kN} \cdot v \end{aligned}$$

c) SEP: Specific excess power ($\frac{m}{s}$)
 grafisch: steigender. mit F_{max}

???

d)

$$e) V_{st} = \sqrt{\frac{2G}{\rho s}} \left(\frac{F}{\sigma \sqrt{C_A}} - \frac{C_{w0}}{\sqrt{C_A}} - \frac{\sqrt{C_A}}{\pi \cdot l_e} \right)$$

Wird in Musterlösung völlig anders gemacht?

LFT Übungen 6

$$\textcircled{1} \quad H = 8000 \text{ m}$$

Massen im Flug

$$m_{\text{ges}} = 0,98 \cdot M_A = 8977,68 \text{ kg}$$

$$M_{\text{MFR}} = M_{\text{ker}} + (M_{\text{ges}} - M_A) = 783 \text{ kg}$$

Nach R nach 45 min Holding und Landung mit 200 kg wr

$$\text{a) } M_{\text{AR}} = 8977 \text{ kg}$$

$$R = \frac{\sqrt{C_A}}{C_L C_W} \cdot \ln \left(\frac{M_A}{M_A - M_{\text{tr}}} \right)$$

$$\begin{aligned} M_{\text{EH}} &= M_A - M_{\text{tr}} + 200 \text{ kg} \\ &= 6670 \text{ kg} \end{aligned}$$

$$R = 8000; V = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_A}} = 200 \text{ m/s} \quad 783 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$\begin{aligned} \rho &= \rho_0 \left(1 - \frac{n-1}{n} \frac{T}{T_0} (H - H_0) \right)^{\frac{1}{n-1}} \\ &= 0,88228 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \quad 0,525 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2} \end{aligned}$$

$$C_A = \sqrt{\frac{2}{3} C_{\text{D0}} \pi \lambda e}$$

$$= 0,3478$$

$$C_W = \frac{4}{3} C_{\text{W0}} = 0,02913$$

b) In Holding \rightarrow Max. Flugdauer

$$C_{A,\text{max}} = \sqrt{C_{\text{D0}} \pi \lambda e} = 0,6024$$

$$T = \frac{C_A}{C_L C_W} \cdot \ln \left(\frac{M_A}{M_A - M_{\text{tr}}} \right)$$

$$M_{\text{tr}} = 6805 \text{ kg}$$

$$\begin{aligned} T &= \frac{P}{\rho S C_A} = \frac{22670 \text{ N}}{0,88228 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot 0,525 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2} \cdot 0,3478} \\ &\approx 22670 \text{ s} \\ &\approx 0,044 \text{ h} \\ &= 0,75 \text{ h} \end{aligned}$$

$$M_A - M_{\text{tr}} = 6670, M_A = 6805$$

$$M_{\text{tr}} = 795 \text{ kg}$$

c) Gleiche Werte wie in a):

$$R = \frac{\sqrt{C_A}}{C_L C_W} \cdot \ln \left(\frac{M_A}{M_A - M_{\text{tr}}} \right)$$

; ~~MAR~~ ~~R~~ ~~C_A~~ ~~C_L~~ ~~C_W~~ ~~M_{tr}~~

$$\begin{aligned} R &= 22670 \text{ km} \\ R &= 1740 \text{ km} \quad ? \end{aligned}$$

$$M_{\text{tr}} = 2750 - 183,2 - 200 - 145 = 2772 \text{ kg}$$

$$\text{d) } C_s = \sqrt{\kappa R T}$$

$$\begin{aligned} T &= T_0 - \frac{n-1}{n} \frac{RT}{R} (H - H_0) \\ &= 236,7 \text{ K} \end{aligned}$$

$$C_s = 308,6 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$M_A = \frac{V}{C_s} = 0,5762 \quad ; \quad V_{\text{ins}} = V_R \cdot \sqrt{\frac{\rho R}{\rho_0}} = 720,5 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$e) \Delta H = (47900 - H_A) \left(1 - \sqrt{\frac{m_A - m_H}{m_A}} \right) = 2268 \text{ m}$$

$$HG = H_A + \Delta H = 4022,702268 \text{ m}$$

$$f) n_2 = \frac{1}{\cos(\phi)}$$

$$t = 720 \text{ s}$$

$$\text{Max. Flugdauer: } C_A = \sqrt{3 C_D \rho \pi \cdot L e} = 7,043$$

$$V_H = \sqrt{\frac{2g}{\rho S C_D}}$$

$$\rho = \rho_0 \left(1 - \frac{n-1}{n} \frac{g}{RT_0} (H - H_0) \right)^{\frac{1}{n-1}} ; \quad G = 9,81 \cdot (M_{\text{ges}} - 2772 \text{ kg})$$

$$= 0,399 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$V_H = 706,7 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$\Gamma = \frac{V_H \cdot t}{2\pi} ; \quad t = 720 \text{ s}$$

$$= 2024 \text{ m}$$

$$\Gamma = \frac{V^2}{g \tan(\phi)}$$

$$\phi = 29,55^\circ$$

(Formeln richtig, Gerade etwas anders als in Lösung)

$$n_2 = \frac{1}{\cos(\phi)} = 7,75$$

$$\Delta h = \frac{2 M_A g n_2}{\rho S V^2} = 7,749$$

Geradenflug:

$$V_{\min} = \sqrt{\frac{2g}{\rho S C_D}} = 98,96 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Kurvenflug

R_{max}

$$V_{\min} = \sqrt{\frac{2g}{\rho S C_D \cos(\phi)}} = 706,7 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

???

Folgende Formel?

(10)

Flügel

Höhenleitwerk

$$S_F = l_{uF} \cdot b$$

$$b_6 = 5,3 \text{ m}$$

$$b_{E_F} = 74,09 \text{ m}$$

$$l_H = 7,3 \text{ m}$$

$$l_F = \frac{b}{s} = 6,966$$

$$S_H = l_{uH} \cdot b_{eH} = 6,89$$

$$l_H = 9,077$$

$$C'_{AF} = \frac{2\pi l_F}{l_F + 3} = 4,392 \quad C'_{AH} = 3,62$$

$$b) \Delta x_N = \frac{C_H \left(1 - \frac{d \alpha w}{d \kappa} \right) \Gamma_0}{S_F C'_{AF} + C_H \left(1 - \frac{d \alpha w}{d \kappa} \right)} = 0,8647$$

$$X_N = X_{Fu} + \frac{l_m}{4} + \Delta x_N$$

$$X_{NF} = \frac{l_m}{4} + \Delta x_N = 7,17 \text{ m}$$

$$c) S\% = \frac{X_N - X_S}{l_m}$$

$$= 0,08408 = 8,408\%$$

$$d) \Gamma_H = \Gamma_0 - \cancel{\Delta x_N} - \Delta x_S$$

$$= \Gamma_0 - (X_N - X_{NF})$$

$$= 7,736 \text{ m}$$

$$v_H = \frac{S_H \Gamma_H}{S_F l_m} = 0,8532$$

$$e) S\% \stackrel{!}{=} 5\%$$

$$X_S = X_N - 0,05 \cdot l_m \stackrel{\text{Ergänzen}}{=} 7,269 \text{ m}$$

$$X_G = 4 \text{ m}$$

$$M_{Metom} \cdot X_S = (M_{Metom} - M_G) X_S + M_G X_G$$

$$M_G = 374 \text{ kg}$$

①

- a) 1: Bugfahrwerk fährt nach vorne ein - kann bei Hydraulikverlust mit Fahrzeug ausgetrieben werden
 2: APU: Hilfturbine für Klimatisierung an Bord und Start des Haupttriebwerks

b) ges: λ , s , C_{AR} , C_{WR} P_R in $H_E = 70 \text{ hPa}$

$$C_w = 0,025 + 0,042 C_A^2$$

$$C_{w0} = 0,025$$

$$\frac{1}{\pi \lambda e} = 0,042$$

$$\lambda = 8,976$$

$$\lambda = \frac{b^2}{s}$$

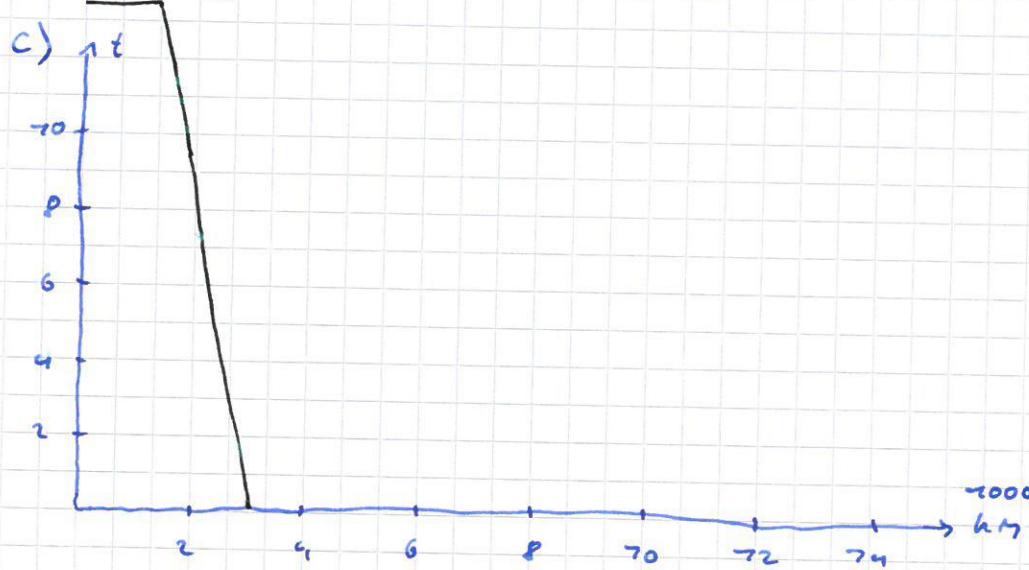
$$s = 92,57 \text{ m}^2$$

$$\frac{P_R}{P_0} = \left(1 - \frac{\lambda - 1}{\gamma} \frac{g}{RT_0} (H_f - H_0) \right)^{\frac{1}{\lambda - 1}}$$

$$P_R = 0,4725 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$C_{AR} = \sqrt{\frac{2}{3}} C_{w0} \pi \lambda e = 0,4454$$

$$C_{WR} = \frac{\pi}{3} C_{w0} = 0,023333$$



$$R_{max} = \frac{1}{C_{AR} C_{WR}} \sqrt{\frac{2 \rho C_A}{\rho s}} \ln \left(\frac{m_N}{m_{fr} - m_{fr}} \right)$$

$$\sqrt{\rho} = \sqrt{\frac{2 \rho}{\rho s C_A}} = 239,7 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Andere Werte in Lösung?

$$R = \frac{\sqrt{\rho C_A}}{C_{AR} C_{WR}} \ln \left(\frac{m_N}{m_{fr} - m_{fr}} \right)$$

$$R_U = 2924 \text{ km}$$

max. Kraftstoff bei m_{fr} : $m_N = 9720 \text{ kg}$ $R_N = 7996 \text{ km}$

max. Nutzlast bei m_{fr} : $m_{fr} = 8490 \text{ kg}$ $R_{fr} = 7248 \text{ km}$

$$d) T_i = 20^\circ C \quad P_{0,N} = 1013 \text{ hPa}$$

$$M_{A1} = 43 t \quad S\% = 70,2^\circ$$

$$H_i = 587 \text{ m} \quad \phi = 25^\circ$$

$$V_R = 80 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$\frac{P_i}{P_{0,N}} = \left(1 - \frac{n-1}{n} \frac{g}{R T_{0,N}} (H - H_0) \right)^{\frac{1}{n-1}}$$

$$P_i = 967,7 \text{ hPa}$$

$$T_i = T_{0,N} - \frac{n-1}{n} \frac{g}{R} (H - H_0)$$

$$T_{0,N} = 287,0 \text{ K}$$

$$\frac{F}{F_0} = \left(\frac{P}{P_0} \right)^{0,85}$$

$F = 770 \text{ kN}$, hier nur 85 kN

$$P_i = \frac{P_i}{P_0} \cdot \frac{T_0}{T_i} \cdot P_0 = 7,742 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$n = \frac{1}{\cos(\phi)} = 1,703$$

$$C_{An} = \frac{2 M_{An} g \cdot n}{P_S V^2}$$

$$= 7,376 \quad (\text{Notwendiger Auftriebsbeiwert})$$

~~$$F = F_{\max} \cdot \frac{C_w}{C_A} \cdot \frac{C_D}{C_D + C_w}$$~~

Gebördete Steigung gesucht. Voraussetzung: $\alpha = 7,103^\circ$

Optimaler Auftriebsbeiwert:

$$C_{A\text{opt}} = \frac{F_{\max} \cdot n}{2 G} \left(\sqrt{1 + \frac{72 G^2 C_w}{F_{\max} \cdot n}} - 1 \right) = 7,336 \text{ h}$$

Es kann nicht der nötige Auftriebsbeiwert erreicht werden \rightarrow es kann nicht der nötige Steiggrad eingehalten werden. (Anders in Lösung)

(2)

$$a) C = \frac{C_w}{C_A} = \frac{0,005}{0,7} = 0,00714 = 0,005$$

$$C_{An\min} = 0,025 = 0,025 \rightarrow C_{An\min} = 0,3846$$

$$V_R = \sqrt{\frac{2}{P_0} \frac{P_{0,N} \cdot g}{s} \frac{T}{C_A}} = 172,7 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Lage am Tiefpunkt der Parabel, weil dort $W = \frac{C_w}{C_A} G$

b) Auftriebsbeiwert weniger wichtig da lange Startbahn, Lenge Hindernis
aber hoher Steigwinkel notwendig: daher h2 mit nur 5% optimal
h7: nur geringer Winkel, geringes C_A , h3, h4, h5, h6 zu hoher Widerstand.

$$\textcircled{2} \quad c) \quad C_{A\max} = \text{etwas} 2 = 2$$

$$\alpha_{\max} = 26^\circ = 25^\circ$$

$$C_{A,\alpha_0} = 0,7$$

$$C_A' = \frac{dC_A}{d\alpha} = \frac{0,75}{70^\circ \cdot \frac{\pi}{180}} = 4,297 = 4,265$$

$$0 = 4,265 \cdot x + 0,7$$

$$x = -0,02297$$

$$x \cdot \frac{\pi}{180} = -7,373^\circ = \alpha_{04}$$

$$\textcircled{3} \quad a) \quad \lambda = \frac{C_A}{C_i} = 0,2264$$

$$l_\mu = \frac{2}{3} \frac{1+\lambda+\lambda^2}{1+\lambda} l_i = 3,687 \text{ m}$$

$$b_E = \frac{s}{l_\mu} = 25,73$$

$$M_c = \frac{b_E^2}{s} = 6,827$$

$$C_{AF}' = \frac{\pi \cdot \lambda}{\lambda + 3} = 4,365 \frac{\pi}{\text{rad}}$$

$$6) \quad \Delta X_N = \frac{C_H \left(1 - \frac{d\alpha}{d\alpha} \right) r_0}{\frac{S_F C_{AF}'}{S_H C_{AN}} + C_H \left(1 - \frac{d\alpha}{d\alpha} \right)} = 0,9776 \text{ m}$$

$$r_0 = x_{HF} - x_{FU} + x_{NH} - x_{NF}$$

$$x_{NH} = \frac{l_{NH}}{4} \quad x_{NF} = \frac{l_{NF}}{4}$$

$$r_0 = 77,7 \text{ m}$$

$$x_N = x_{FU} + \frac{l_{NF}}{4} + \Delta x_N$$

$$= 77,79 \text{ m}$$

$$x_{\text{Schw.}} = x_N - \text{Stabilitätsmaß} \cdot l_{AN}$$

$$57\% = 75,76\%$$

$$x_g = 47,5\% \text{ des Rumpfes}$$

c)

$$\Delta x_N = 0,6827 \cdot 7,729 \text{ m}$$

$$r_0 = x_{HF'} - x_{FU} + x_{NH} - x_{NF} ; \quad x_{HF'} = x_{HF} + 2,4 ; \quad x_{NF'} = x_{NF} + 0,8 \\ = 7,27 \cdot 70^\circ \text{ m}$$

$$x_{N7} = 78,75 \text{ m}$$

$$x_{g5} = x_{N7} - 0,76 \cdot l_{AN} \rightarrow x_{g5} = 78,76 \text{ m} = 48,52\% \text{ des Rumpfes}$$

①

$$\text{b)} T_M = T_{ON} - \frac{n-1}{n} \frac{g}{R} (H_M - H_0)$$

$$T_{ON} = 302,7 \text{ K}$$

$$P_{ON} = \frac{P_0}{\rho_0} \cdot \frac{T_0}{T_{ON}} \cdot P_0$$

$$P_{ON} = 7,765 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$\frac{P_M}{P_0} = \left(1 - \frac{n-1}{n} \frac{g}{R_{TO}} (H_M - H_0) \right)^{\frac{1}{n-1}}$$

$$P_M = 7,707 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

Für Dichtehöhe nach Humstaller und T_0 , ρ_0 einsetzen

$$H_{DM} = 7,097 \cdot 10^3 \text{ m}$$

$$k_p = 0,036, e = 0,8$$

$$L = \frac{1}{k_p \cdot \pi \cdot e} = 77,05$$

$$b = \sqrt{L \cdot S} = 59,93 \text{ m}$$

c) Steiggradiant γ , M_{ton} , F_{st} gesucht + v_B, v_{se}

$$F_{st} = W_{Emin} + M_{ton} g \sin(\gamma)$$

$$W_{Emin} = \frac{C_{wmin}}{C_{wmin} + C_{ton}} \cdot M_{ton} g$$

$$C_{wmin} = \sqrt{C_{w0} \pi L e}, \quad \text{mit } C_{w0} = 0,028$$

$$C_{wmin} = 0,8798$$

$$C_{w,emin} = C_{w0} + \frac{C_{wmin}^2}{\pi L e}$$

$$= 0,05594$$

$$W_{Emin} = 7,476 \cdot 10^4 \text{ N}$$

$$F_{st} = 2,855 \cdot 10^5 \text{ N}$$

$$\text{Max. steiggeschw. } v_{st} = \sqrt{\frac{2G}{\rho s}} \left(\frac{F}{G \sqrt{C_A}} - \frac{C_{w0}}{\sqrt{C_A^2}} - \frac{\sqrt{C_A}}{\pi L e} \right)$$

$$= 7,682 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$V = \frac{\sqrt{\frac{2G}{\rho s}}}{\sqrt{\frac{4}{C_A^2} + C_C^2}}$$

$$= 778,9 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$v_{se} = V \cdot \sin(7^\circ) = 74,49 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

d) γ $\propto M_{ton}$ verstreut

d) 3r. Motor verbraucht
HR

Seite 2

M_{NL} gesucht

$$M_{AR} = 0,97 \cdot M_{ton} = 220,2 \text{ t}$$

$$t_h = 45 \text{ min} \rightarrow \frac{0,53}{60} \cdot 45 = \underline{\underline{0,1975 \text{ t}}}$$

5 kg/t extra

$$P_R = P_{on} \left(1 - \frac{a-1}{n} \frac{g}{RT_0} (H-H_0) \right)^{\frac{1}{n-1}}$$

$$P_R = 0,4753 \quad (\text{Mit Standard geht wohl auch})$$

$$C_{AR} = \sqrt{\frac{1}{2} C_{w0} \pi R_1 e} = 0,5080$$

$$C_{WR} = \frac{4}{3} (C_{w0}) = 0,03713$$

$$R = 9500 \text{ m} = \frac{v \cdot C_A}{C_{TC} C_W} \ln \left(\frac{M_A}{M_A - M_{TC}} \right)$$

$$\text{mit } v = \sqrt{\frac{G \cdot 2}{P \cdot S \cdot C_A}} = 257 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$M_{AR} = 220,2 \cdot 0,5080 = 110,2 \text{ t}$$

$$M_A = 0,97 \cdot M_{ton}$$

$$M_{AR, \text{abflugzurichtung}} + M_{ton} 0,03713 = 129,26$$

$$M_{AR} = 129,26$$

$$M_{tr,f} = 73,98 \text{ t}$$

$$M_{tr, \text{ges}} = M_{tr,f} + 5t + 227 \cdot 0,03 + \frac{0,53}{60} \cdot 45$$
$$= 86,79 \text{ t}$$

$$M_{NL} = M_{ton} - M_C - M_{tr, \text{ges}} = 22,87 \text{ t}$$

Nutzlast-Reichweiten-Diagramm

e) Leistungskurve mit $\phi = 30^\circ$

$$V_B = 778,9 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$P_m = 7,7 \frac{\text{kW}}{\text{m}^3}$$

$$n = \frac{1}{\cos(\phi)} = 7,755$$

ges: C_{Ar} bei M_{ton}

$$C_{Ar} = \frac{2 M g n}{\rho_s v^2} = 7,078$$

$$V_{min, \phi} = 40,83 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$V_{min} = 7,7 \cdot \sqrt{\frac{\pi}{\rho_s \cdot S \cdot C_{Ar}}} (G - F \sin(\alpha + \delta))$$

$$\therefore V_{stall} = \sqrt{n_h} = 7,075 \quad \checkmark$$

$$2a) \quad C = \frac{C_W}{C_A} = 0,6444 \quad C_W = 0,58 \quad C_A = 0,9$$

$$C_{min} = 0,028$$

$$V_R = \sqrt{\frac{2 M_{ton} \cdot g}{\rho_0 \cdot S \cdot C_A}} = 770,4 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Legt an Tiefpunkt der Parabel, weil dort $W_{min} = G \cdot \frac{C_W}{C_A} = G \cdot C_{min}$

6) K1 und K2 starten nicht bei $0^\circ / 0^\circ$ \rightarrow Es sind bei beiden Graten

die Hinterhänkelklappen ausgefahren, bei K2 ist zusätzlich noch die Vorderhänkelklappe ausgefahren.

$$K1: C_{Amax} = 7,5 \quad ; \quad \alpha = 77^\circ$$

$$K2: C_{Amax} = 2,05 \quad ; \quad \alpha = 22,5^\circ$$

$$C_A' = \frac{dC_A}{d\alpha} = \frac{\Delta C_A}{\Delta \alpha} = \frac{0,9}{70^\circ} = 5,757$$

$$0 = 5,757x + 0,25$$

$$x = 0,0485$$

$$\alpha_{0,1} = -2,778^\circ$$

Für Klausur: Flaps/Slots Nutzung!

③

a) Zusätzlich $\lambda = \frac{l_a}{l_i} = 0,2222$

$$l_m = \frac{\pi}{2} \frac{\gamma + \lambda + \lambda^2}{\gamma + x} l_i = 6,242 \text{ m}$$

$$b_F = S : \left(\frac{u + l_a}{\pi} \right) = \frac{S}{l_{a*}} = 52,07 \text{ m}$$

$$\lambda = \frac{b^2}{S} = 8,742$$

$$C_{AF}' = \frac{\pi \cdot \pi \cdot E \cdot l_F}{l_F + \lambda} = 4,627$$

$$b) \Delta X_N = \frac{S_F C_H \left(\gamma - \frac{d \alpha w}{d \alpha} \right) \Gamma_0}{S_F C_{AF}' + C_{AH} \left(\gamma - \frac{d \alpha w}{d \alpha} \right)} = 2,968 \text{ m}$$

$$\text{mit } \Gamma_0 = \left(45 + \frac{l_m}{\pi} \right) - \left(27 - \frac{l_m}{\pi} \right)$$

$$\begin{aligned} X_N &= X_{EV} + \frac{l_m}{4} + \Delta X_N \\ &= 2,968 + 27 + \frac{4,627}{4} \\ &= 25,53 \text{ m} \end{aligned}$$

c) $M_{ZFm} = 767 \text{ t}$ $n_{open} = 250$

$$M_{total} = 227 \text{ t}$$

$$M_{nach} = 2 \cdot 85 + 250 \cdot 85 = 27,6 \text{ t}$$

$$M_{rest} = M_{total} - M_{ZFm} = 227 - 767 = 150 \text{ t} = M_{rest}$$

$$\frac{M_{gepäck}}{M_L} = \frac{150}{767} = 0,196 \text{ t}$$

$$M_{Gepäck} = M_{NL} - M_{nach} = 27,6 \text{ t}$$

d)

$$\text{Stabilitätsmaß } \sigma_1 = \frac{\Delta x_N - \Delta x_S}{l_m}$$

LPGW = 22,994

Schwerpunkt bei $x_{FV} + x_{Sv} + l_m =$

$$\text{Gepäckschwerpunkt } x_G = x_N - 0,7 \cdot l_m = 20,97 \text{ m}$$

Gesamtschwerpunkt aller Gepäcke mit Gesamtgewicht

$$x_S = \frac{M_L x_L + \text{trübes Kar} + 2 \cdot M_P x_P + 250 \text{ MPAX} x_{PAX} + M_{\text{Gesamt}} \cdot x_{\text{Gepäck}}}{M_L + M_{\text{PAX}} + 2 \cdot M_P + 250 \text{ MPAX} + M_{\text{Gesamt}}}$$

$$! x_S \approx 24,97$$

$$x_{\text{Gepäck}} = 26,64 \text{ m}$$

$$\text{I } \frac{M_{GU} x_{GU} + M_{GH} x_{GH}}{M_{\text{Ges}}} = 26,64 \text{ m}$$

$$x_{GU} M_{GU} = 27,455 \text{ t} \quad x_{GH} M_{GH} = 52,37 \text{ t}$$

$$x_{GU} M_{GU} = 20 \text{ t}, \quad x_{GH} M_{GH} = 72,57 \text{ t}$$

$$\text{II } M_{GU} + M_{GH} = 27,65$$

 \rightarrow LGS lösen

$$M_{GU} = 9,088 \text{ t} \quad M_{GH} = 72,57 \text{ t}$$

