

Luftfahrttechnik

Wirkungsgrad des Antriebsvorgangs

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

$$\eta_i = \frac{(m \cdot k) (V - v_0^3)}{H_{br} \cdot \dot{m}_{br}} = \frac{\text{Strahlenergiezunahme}}{\text{gebundene chem. Energie des verbrauchten Kraftstoffes + Oxidator}}$$

$$\eta_p = \frac{2}{1 + \frac{v_0}{V}} = \frac{\text{von Fluggerät erbrachte Flugleistung}}{\text{Strahlenergiezunahme}}$$

stabil ~~☒~~
 indifferent ~~☒~~
 instabil ~~☒~~

η_i = innerer Wirkungsgrad ; η_p = äußerer Wirkungsgrad / Vortriebswirkungsgrad

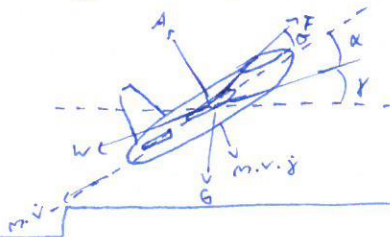
Formelsammlung

Lilienthal-Polare auf Folie 3/72 in VL 6!

Bewegungsgleichungen

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

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



γ : Bahn/steigwinkel
 α : Anstellwinkel
 σ : Winkel Schubvektor

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

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 Inhalte ist rechtswidrig.

Pfaffenwaldring 27
 70569 Stuttgart

Tel.: (+49) 711 685 - 6 23 19
 Fax: (+49) 711 685 - 6 20 39

www.flurus.de
 info@flurus.de

Reynoldszahl $Re = \frac{\rho \cdot v \cdot l}{\mu}$
 $Re = \frac{\rho \cdot v \cdot l}{\mu} \rightarrow$ dynamische Zähigkeit \rightarrow kin. Zähigkeit

Atmosphäre

Machzahl: $Ma = \frac{v}{a} \rightarrow$ lokale Schallgeschw.
 $a = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T}$
 \rightarrow isothermexponent

Schall	Druck	Dichte	Temperatur
$c_s = \sqrt{\kappa RT}$	$\frac{p}{p_0} = \left(1 - \frac{n-1}{n} \frac{g}{RT_0} (H - H_0)\right)^{\frac{n}{n-1}}$	$\frac{\rho}{\rho_0} = \left(1 - \frac{n-1}{n} \frac{g}{RT_0} (H - H_0)\right)^{\frac{1}{n-1}}$	$T = T_0 - \frac{n-1}{n} \frac{g}{R} (H - H_0)$ $T = \frac{c_s^2}{\kappa R}$ $T_{0n} = T_1 + \frac{(n-1)g}{nR} (H_1 - H_2)$

Normtroposphäre

$273,75 K = 0^\circ C$

$R = 287,05 J kg^{-1} K^{-1}$	$g = 9,81 m s^{-2}$
$H_0 = 0 m$	$n = 1,235$
$T_0 = 288,15 K$	$\kappa = 1,405$
$t_0 = 15^\circ C$	$\rho_0 = 1,225 kg m^{-3}$
$p_0 = 101325 Pa$	$c_{s,0} = 340 m s^{-1}$

Stratosphäre
(bis $\rightarrow 11 km$)

Normstratosphäre *PPP*

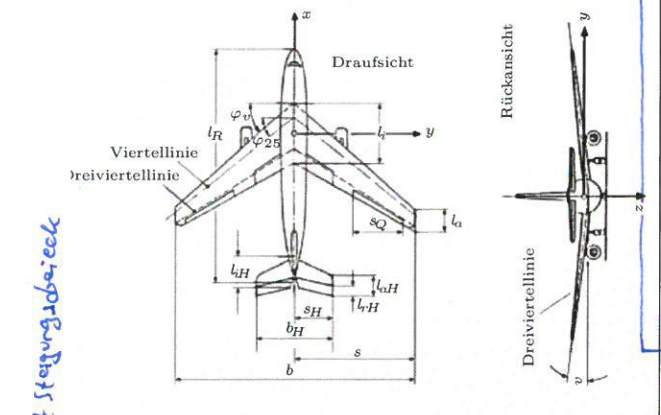
$H_i = 11000 m$	$c_{s,i} = 295,60 m s^{-1}$
$\rho_i = 0,36392 kg m^{-3}$	$T_i = 216,65 K$
$p_i = 22632 Pa$	$t_i = -56,65^\circ C$

Druck/Dichte
 $\rho_i = \frac{p_i}{T_i} \cdot \frac{T_0}{p_0} \cdot \rho_0$
 $\frac{p}{\rho} = \frac{p}{\rho} = e^{-\frac{g}{\kappa T_i} (H - H_i)}$

Flugzeugmaße

Bezugsflügelgröße Doppeltrapezflügel
 $l_\mu = \frac{l_{mi} \cdot S_i + l_{ma} \cdot S_a}{S_i + S_a}$

Flügelstreckung	Neutralpunkt	Zuspitzung	Bezugsflügelgröße	Trapezflügelgröße
$\frac{1}{k_p \cdot \pi} = \Lambda = \frac{b^2}{S} = \frac{2b}{l_i + l_a} [-]$	$x = \frac{l_\mu}{4}$	$\lambda = \frac{l_a}{l_i} [-]$	$l_\mu = \frac{2}{3} \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} l_i [m]$	$S = \frac{l_i + l_a}{2} b [m^2]$ <i>Halbkreisbogen</i>



Auftriebsgradient

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

Segelflugzeug	25 - 30
Transportflugzeug	7 - 10
Reiseflugzeug	5 - 7
Kampfflugzeug	2 - 4

Widerstandsbeiwert

Vereinfachte angenommene, symmetrische Polaren Gleichung
 $C_W = C_{W0} + k_p \cdot C_A^2 + \frac{C_A^2}{\pi \cdot \Lambda} \cdot (1 + \delta) = C_{W0} + \frac{C_A^2}{\pi \Lambda e}$

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

Effektive Streckung

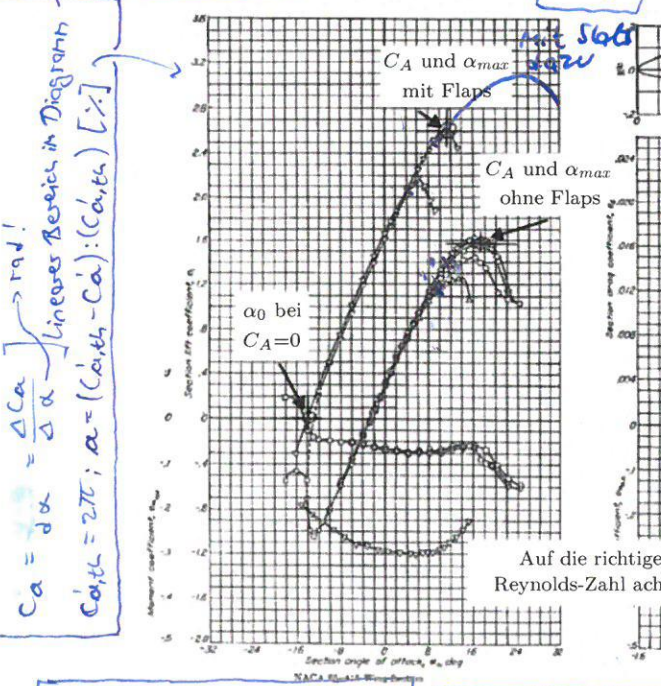
$\Lambda e [-]$

Abstand Bezugsflügelgröße

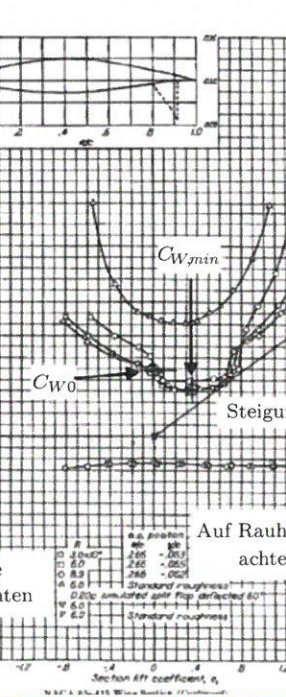
$y_\mu = \frac{b}{6} \cdot \frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda} [m]$

$\lambda_{\mu} = \frac{\lambda_{mi} \cdot S_i + (\lambda_{ma} + \lambda_{ma}^2) S_a}{S_i + S_a}$

Gleitzahl des Profils $e = \frac{C_W}{C_A} G = \frac{1}{\epsilon}$



Profildigramm



Nullauftriebsbeiwert

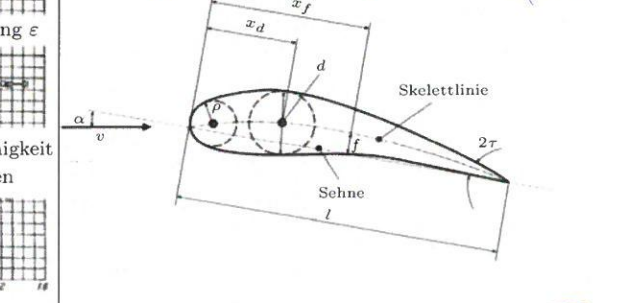
$C_{A0} = C_A(\alpha = 0)$

Nullwiderstandsbeiwert

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

Min. Widerstandsbeiwert

C_{Wmin}
 Auftriebsgradient Ersatzflügel $C'_{AF} = \frac{2\pi \Lambda e}{\Lambda e + 3}$



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

Spezifischer Schubschub $w = \frac{F_s}{\dot{m}} = \frac{F_{00}}{\dot{m}} [\frac{m}{s}]$
 oder Strahlgeschwindigkeit.

Kraftstoffverbrauch $B = g \cdot \dot{m}_{kr} [\frac{kg}{h}]$

Spezifischer (SFC) Kraftstoffverbrauch $b = \frac{g \cdot \dot{m}_{kr}}{P} [\frac{kg}{h}]$

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

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

Flugzeugmaße

NACA-Profil

4-Stellig

NACA A B C D

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

Laminierprofil: Max. Dicke weit hinten
-> Dickenrücklage > 40%

5-Stellig

NACA A B C D E

- 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 E F G

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

Schädlicher Widerstand / Nullwiderstand
Restwiderstand: $W_0 = q \cdot C_{w,ref} \cdot S_{ref}$
oder: $W_0 = \frac{\rho}{2} v^2 \cdot C_{w,ref} \cdot S_{ref}$

Flugzeuggleichungen

$$G = m \cdot g$$

Widerstandsgleichung

Gleitzahl

Lastvielfaches

Reichweite

$P = W \cdot v$
 $[P] = \frac{N \cdot m}{s} = \frac{N \cdot v}{s}$
 $W = \frac{\rho}{2} v^2 C_W S = G \frac{C_W}{C_A}$
q = Standardwert Geometrie

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

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

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

(max. horizontal. Strecke)
 $R_{max} = \frac{H}{\epsilon_{min}}$
Höhe

Auftriebsgleichung

Bestes Gleiten

Reynoldszahl

Geringstes Sinken

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

Bestes Gleiten (TA)
 $C_{Ae,min} = \sqrt{\frac{2}{\pi} (C_{W0} \pi \Lambda e)}$
 $C_{Aopt} = C_{Ae,min} = \sqrt{C_{W0} \pi \Lambda e}$ (PA)
 $C_{We,min} = 2C_{W0}$ **DIE HIER**

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

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

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

$$P(v) = \frac{\rho}{2} v^3 S C_{W0} + \frac{2A^2 v}{\rho v^2 \pi \Lambda e}$$

Geschwindigkeiten (Gleitflug)

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

Bahngeschwindigkeit

Vertikalkomponente

Horizontalkomponente

Sturzflug

$$v = \frac{\sqrt{2G}}{\sqrt{\frac{\rho S}{4(C_A^2 + C_W^2)}}}$$

$$= v \cdot \sin(\gamma)$$

$$v_v = \frac{C_W \sqrt{2G}}{\sqrt{(C_A^2 + C_W^2)^3}}$$

$$= v \cdot \cos(\gamma)$$

$$v_h = \frac{C_A \sqrt{2G}}{\sqrt{(C_A^2 + C_W^2)^3}}$$

$$v_{max} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_{W0}}}$$

kann auch für Steiggeschw. genutzt werden.

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

Erforderlicher Schub

Minimale Geschwindigkeit

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

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

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

$$W_{emin} = \frac{C_{Wemin}}{C_{Aemin}} \cdot m \cdot g$$

Steigflug

Nur wenn auch Max. zehrt ist, sonst überlagungsgeschwindigkeit

Maximale Steiggeschwindigkeit

Steilstes Steigen

Steiggeschwindigkeit

Düsenantrieb
 $T_{SID} = L_{emin} \cdot m \cdot g \cdot \sin(\gamma)$
 $v_{st} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S} \left(\frac{F}{G \sqrt{C_A}} - \frac{C_{W0}}{\sqrt{C_A^3}} - \frac{\sqrt{C_A}}{\pi \Lambda e} \right)}$

Propellerantrieb
 $v_{st} = \frac{P}{G} \eta - \sqrt{\frac{2GC_{W0}^2}{\rho S C_A^3}}$

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

$$v_B = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_A}}$$

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

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

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

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

Start

$v_{stall} \approx \sqrt{g}$

Kurvenflug

Startrollstrecke (Düsenantrieb)

Startstrecke

Staudruck

Minimale Kreisgeschwindigkeit

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

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

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

Schub erford.
 $F_z = \frac{m \cdot a_H \cdot v_H^2}{r}$

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

Notwendiger Auftriebsbeiwert

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

Flugradius
 $r_z = \frac{2G}{g \tan(\Phi)}$

Lastvielfaches **DIE HIER**
 $n = \frac{1}{\cos(\Phi)}$

$$\text{Abfangradius: } r = \frac{v^2}{g \cdot (n_z, max)}$$

$$C_{Ak} = \frac{2m \cdot g \cdot n_u}{\rho S v^2}$$

$$n_z, max = \frac{v^2}{g \cdot r}$$

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

Flugzeuggleichungen

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

Brequet'sche Formel

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

Endurance (CTE)

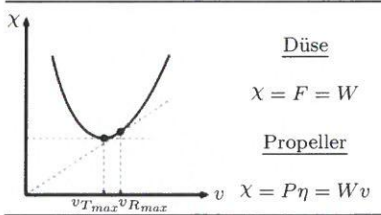
$$R = \frac{\eta C_A}{C_{TL} C_W} \ln\left(\frac{m_A}{m_A - m_{Tr}}\right)$$

Range

Antriebseffizienz
Aerodynamische Effizienz
Strukturereffizienz

Höhenzunahme Streckenflug

$$\Delta H = (41900\text{m} - H_A) \left(1 - \sqrt[4]{\frac{m_A - m_{Tr}}{m_A}}\right)$$



Reichweite & Flugdauer

Düsenantrieb

Maximale Flugdauer

$$C_{ATmax} = \sqrt{C_{W0} \pi \Lambda e} \quad (\tau_L)$$

$$C_{W_{Tmax}} = 2C_{W0}$$

Maximale Reichweite

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

$$C_{W_{Rmax}} = \frac{4}{3} C_{W0}$$

$$R_{max} = \frac{1}{C_{TL} C_W} \sqrt{\frac{2GC_A}{\rho S}} \ln\left(\frac{m_A}{m_A - m_{Tr}}\right)$$

$$v = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_A}}$$

$$C_{TL} = \frac{\dot{m}_{Tr} g}{F}$$

Propellerantrieb

Maximale Reichweite

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

$$C_{W_{Rmax}} = 2C_{W0}$$

Maximale Flugdauer

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

$$C_{W_{Tmax}} = 4C_{W0}$$

$$T_{max} = \frac{\eta}{C_{PA} C_W} \sqrt{\frac{\rho S C_A^3}{2G}} \ln\left(\frac{m_A}{m_A - m_{Tr}}\right)$$

$$v = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_A}}$$

$$\frac{C_{PA}}{C_{TL}} = \frac{\eta}{v} = \frac{F}{P}$$

$$C_{PA} = \frac{\dot{m}_{Tr} g}{P}$$

$$r_0 = \left(x_{HV} + \frac{C_{MH}}{4}\right) - \left(x_{FV} + \frac{C_{LV}}{4}\right) \quad \text{Stabilität}$$

X_{schw} = X_N - Stabilitätsmaß · l_μ

Neutralpunktrücklage

$$\Delta x_N = \frac{\zeta_H \left(1 - \frac{d\alpha_W}{d\alpha}\right) r_0}{\frac{S_{FC'}_{AF}}{S_{HC'}_{AH}} + \zeta_H \left(1 - \frac{d\alpha_W}{d\alpha}\right)}$$

Stabilitätsmaß

$$\frac{dC_M}{dC_A} = \frac{\Delta x_{st}}{l_\mu} = \frac{\Delta x_N - \Delta x_S}{l_\mu} = \frac{x_N - x_S}{l_\mu}$$

Volumenkoeffizient

$$V_H = \frac{S_H r_H}{S_F l_\mu}$$

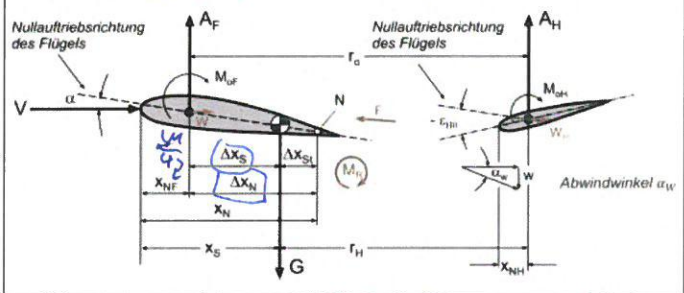
Faktor

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

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

$$x_N = x_{FV} + \frac{l_\mu}{4} + \Delta x_N$$

$$x_N = x_{NF} + \Delta x_N$$



1/4-Moment

$$C_{M1/4} = C_{M0} - \frac{\Delta x_{NR}}{l_\mu} C_A$$

TAS ↔ EAS

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

Landung *Passagiere + Pilot gehören zur Nutzlast!*

Notwendige Landestrecke

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

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

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

Aufsetzstrecke

$$x_{L1} = \frac{H}{\gamma} + \frac{v_L^2}{2g(n_z - 1)} \gamma = \frac{H}{\gamma} + \frac{G}{S\rho C_{AL} g(n_z - 1)} \gamma$$

Gleitpfad

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

Übergangsbogen

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

Standardwerte

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

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

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

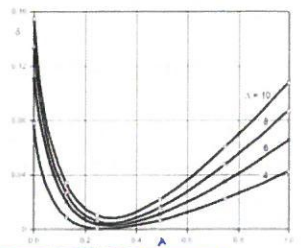
Ohne Schubumkehr

$$b = \mu g$$

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
 Bei symmetrischen, ungefeiltem Profil: $x/L = 0,25$ (t/q-Linie) Druck- und Normalepunkt fallen zusammen

*Auftriebsgradient:
 $C_A' = \frac{2\pi \Lambda}{\lambda + 3}$*

①
a) $\frac{P}{P_0} = \left(1 - \frac{n-1}{n} \frac{g}{RT_0} (H - H_0)\right)^{\frac{n}{n-1}}$

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

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

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

$\frac{P}{P_i} = e^{-\frac{g}{RT_i} (H - H_i)}$

↳ $H = 77900 \text{ m}$ mit $\rho = \frac{P_0}{10}$

b) $Ma = \frac{v}{\sqrt{\kappa RT}}$

$H_{CV} := \frac{n}{n-1} \frac{R}{g} \left(T_0 - \frac{v_0^2}{\kappa R}\right)$

Für $Ma=1$ gilt: $v = \sqrt{\kappa RT}$

v ist nur von Temp abhängig, nicht von Höhe

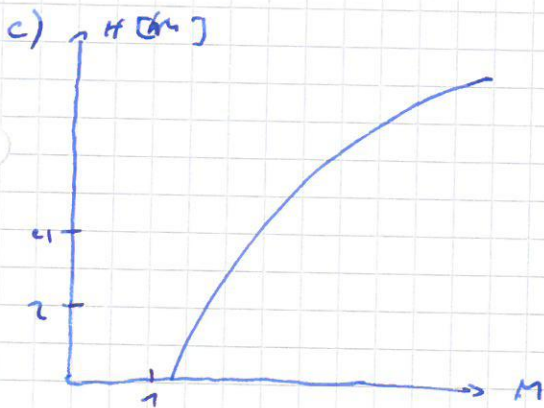
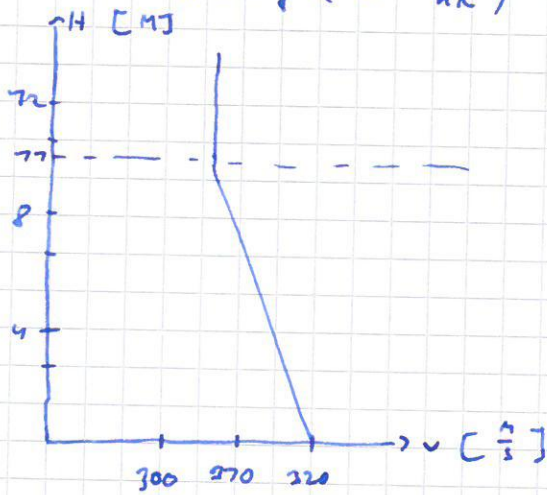
Wurzel und Quadrat heben sich auf

$H_{CV} := \frac{n}{n-1} \frac{R}{g} (T_0 - T)$

T nimmt in Höhe qd (linear)

$v_0 = 340,9 \frac{m}{s}$

$v_{77} = 295,6 \frac{m}{s}$



$q = \left(\frac{\rho}{2}\right) v^2$ konst

→ v muss konst. sein

$Ma = \frac{v}{c_s} = \frac{v}{\sqrt{\kappa RT}}$

$Ma = \sqrt{\frac{2 \cdot q}{\rho \cdot \kappa \cdot R \cdot T}}$

② $T(76km) = T_0 - \frac{n-1}{n} \frac{g}{R} (H - H_0)$
= 242,6 k

→ $c_s = \sqrt{\kappa RT}$

= 372,8 $\frac{m}{s}$

→ $v = Ma \cdot c_s = 244 \frac{m}{s}$

$T(70km) = 223,7 k$

= 300 $\frac{m}{s}$

= 234 $\frac{m}{s}$

$T(74km) = 276,65 k$

= 295,6

= 259,4 $\frac{m}{s}$

Flugzeug A ist am schnellsten!

~

3

a) ges: $S, \Lambda, \lambda, l_m, \Lambda \cdot e$

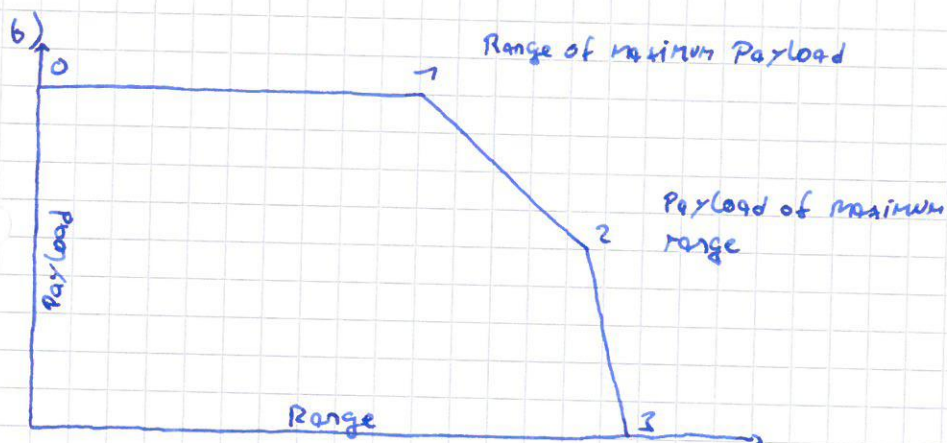
$$S = \frac{L_i + L_a}{2} b = \frac{2,6 + 7,3}{2} \cdot 74,6 = 28,47 \text{ m}^2$$

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

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

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

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



0: Leermasse + Maximale Nutzlast, kein Kraftstoff:

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

1: Leermasse + Maximale Nutzlast + Kraftstoff bis maximale Abflugmasse

$$M_{M1} = M_{Mtot} - M_L - M_{NLM} = 2494 \text{ kg}$$

→ Max. Reichweite bei max. Nutzlast

2: Leermasse + Maximales Kraftstoff + Nutzlast bis maximale Abflugmasse

$$M_{N12} = M_{Mtot} - M_L - M_{M1} = 974 \text{ kg}$$

→ Max. Reichweite bei max. Kraftstoff

3: Leermasse + max. Kraftstoff + keine Nutzlast

$$M_3 = M_L + M_{M1} = 8186 \text{ kg}$$

→ Überführungsreichweite

3.7 Rechteckiger Ersatzflügel ~~AAMT~~ ~~Doppeltrapezflügel~~

Flügelweiten: innen außen

$l_i = 7,2 \text{ m}$ $l_a = 7,5 \text{ m}$

$l_{ih} = 3,6 \text{ m}$ $l_{ah} = 6,5 \text{ m}$

$s = 77 \text{ m}$ $\rho_{vh} = ~~27^\circ~~ 27^\circ$

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

$\lambda_a = \frac{l_{ah}}{l_a} = 0,4767$

Bezugsflügel-
tiefe: $l_{\mu i} = 5,6 \text{ m}$

$l_{\mu a} = 2,694 \text{ m}$

Abstand Bezug-
flügelweite: $\gamma_{\mu i} = \frac{2 \cdot \gamma_h}{6} \cdot \frac{7 + 2 \cdot \lambda_i}{1 + \lambda_i}$

$= 2,889 \text{ m}$

$\gamma_{\mu a} = 4,529 \text{ m}$

Trapezflügel-
flächen: $S_i = 70,20 \text{ m}^2$

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

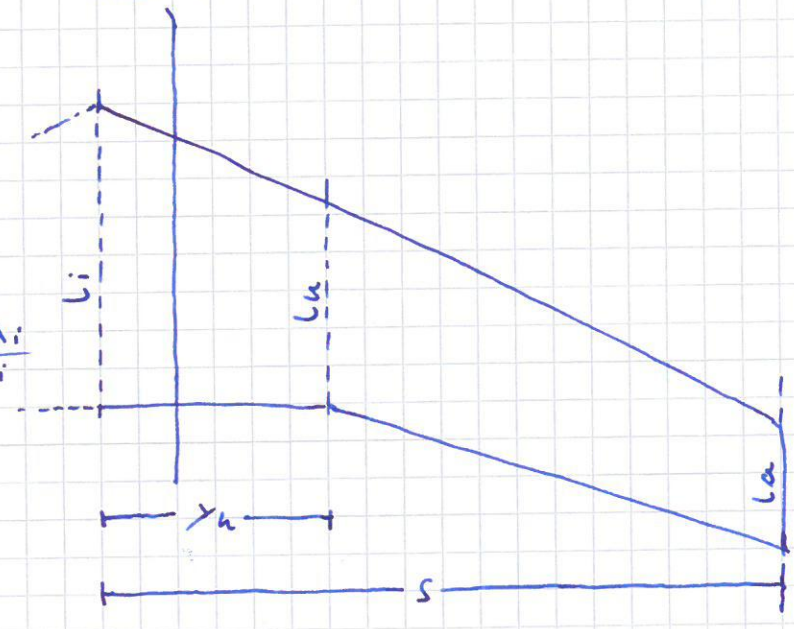
$S_{ges} = 723,8 \text{ m}^2$

Bezugsflügelweite Gesamtlügel: $l_{\mu} = \frac{l_{\mu i} \cdot S_i + l_{\mu a} \cdot S_a}{S_i + S_a} = 4,347 \text{ m}$

γ -Abstand Doppeltrapezflügel: $\gamma_{\mu} = \frac{\gamma_{\mu i} \cdot S_i + (\gamma_h + \gamma_{\mu a}) \cdot S_a}{S_i + S_a}$

$= ~~6,409 \text{ m}~~ 6,409 \text{ m}$

Ersatzflügelspannweite Doppel-
trapezflügel: $S_e = (S_i + S_a) / l_{\mu} = ~~28,52 \text{ m}~~ 28,52 \text{ m}$



4) Profil NACA 0006, $L=7\text{m}$, Standard Rohigkeit

$$v = 90 \frac{\text{m}}{\text{s}} \quad v = 7.5 \cdot 10^{-5} \frac{\text{m}^2}{\text{s}}$$

a) Wölbung: 0%

Wölbungsrücklage: 0%

Relative Dichte: 6%

Dickenrücklage: 30%

b) Profil symmetrisch und ungefleilt $\rightarrow x_N = x_0 = 0,25 L$

$$c) C_{w,0} = 0,009 \quad ; \quad C_w = 0,073$$

$$c) \quad C = \frac{C_w}{C_a} = 0,026 \quad ; \quad C_a = 0,5$$

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

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

$$\Delta C_a = 0,8$$

$$\Delta \alpha = 8^\circ = 8 \cdot \frac{\pi}{180} = 0,1396 \text{ rad}$$

$$C'_a = 5,737$$

$$C_{a,th} = 2\pi = 6,283$$

$$\eta_a = \frac{C_{a,th} - C_a}{C_{a,th}} = 8,8\%$$

$$f) t_h = 0,2\text{m} \quad \eta = 60\%$$

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

hinter dem NP ~~$\frac{\Delta x_{NP}}{L}$~~ ~~$\frac{C_{m,0}}{C_a}$~~

Neutralpunkt liegt nicht mehr bei $\frac{L}{4}$, da $C_{m,th}$ nicht konstant ist.

$$\frac{\Delta x}{L_N} = \frac{\Delta x_{NP}}{L_N} - \frac{C_{m,0}}{C_a}$$

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

$$C_{a,max} = 7,78 \quad \text{bei}$$

$$\alpha = 5^\circ$$

f) ohne Klappe: $\alpha_0 = 0^\circ$

mit Klappe; $\alpha_0 = -72^\circ$

4.7

NACA 65₂ - 075

$$v = 90 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

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

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

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

$$C_x = 0 \rightarrow C_w = 0,004 \quad / \quad C_w = 0,0089$$

\hookrightarrow glatte \hookrightarrow standard

$$C_x = 0,8 \rightarrow C_w = 0,00896 \quad / \quad C_w = 0,0757$$

Vergleich Rauigkeit:

$$\% C_{w, \text{glatt}} = \frac{0,004}{0,0089} = 0,4762$$

$$\% C_{w, \text{rau}} = \frac{0,0089}{0,0757} = 0,5478$$

Vergleich Auftriebsbeiwerte

$$\% C_{w, \text{glatt}} = \frac{0,004}{0,0089} = 0,4657$$

$$\% C_{w, \text{rau}} = \frac{0,0089}{0,0757} = 0,05669$$

1.7

NACA 0006

Standard Rauigkeit

$$v = 70 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

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

$$L = 7 \text{ m} ; \quad b = 4 \text{ m}$$

$$a) \quad W = \frac{\rho}{2} v^2 C_w S$$

$$C_w = C_{w, \text{glatt}} \text{ weil } C_x = 0$$

$$C_{w, \text{glatt}} = 0,009$$

$$W = 778,6 \text{ N}$$

$$b) \quad C_w = C_{w, \text{glatt}} + k_p \cdot C_x^2 + \frac{C_A^2}{\pi \cdot L} (1 + \delta) \quad \delta = 0,045$$

~~$$C_w = C_{w, \text{glatt}} + k_p \cdot C_x^2 + \frac{C_A^2}{\pi \cdot L} (1 + \delta)$$~~

~~$$C_w = C_{w, \text{glatt}} + k_p \cdot C_x^2 + \frac{C_A^2}{\pi \cdot L} (1 + \delta)$$~~

~~NA~~

???

$$c) C_A = 0,4$$

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

$$= 0,07327$$

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

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

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

$$= 0,8296$$

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

$$C_{W_{ges}} = C_{W0} + k_p \cdot C_A^2 + \frac{C_A^2}{\pi \cdot L} (1 + \delta)$$

$$= 0,02435$$

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

$$f) \begin{array}{cc} C_A & 0 & 0,1 & 0,2 & 0,3 & 0,4 \\ C_W & 0,007 & 0,073 & 0,0085 & 0,077 & 0,24 \end{array}$$

Werte einzeichnen für Polare

$$g) E_{min} = \frac{1}{2} ; E_{min_{max}} = \frac{1}{5}$$

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

$$a) b = \sqrt{\Lambda \cdot S} = 75,03 \text{ m}$$

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

$$b) E_{\text{min}} = \frac{C_{A, \text{opt}} \cdot C_{w0} \cdot C_{Ae}}{C_{A, \text{opt}} \cdot \Lambda \cdot e} = 0,02445$$

$$c) v = \frac{\sqrt{\frac{2G}{\rho S}}}{\sqrt{C_A + C_W}}$$

$$\text{mit } \frac{\rho}{\rho_0} = \left(1 - \frac{z-z_0}{H-H_0}\right)^{\frac{2}{n-1}}$$

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

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

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

$$\rho_{1000} = 7,112 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

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

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

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

$$\rho_{3000} = 0,9090 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$d) R_0 = \checkmark$$

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

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

$$R_{3000} = 725 \text{ km}$$

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

$$\text{mit } \gamma = 7,375^\circ$$

$$v_{v,1000} = 33,76 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$v_{v,2000} = 35,5 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$v_{v,3000} = 37,34 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

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

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

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

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

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

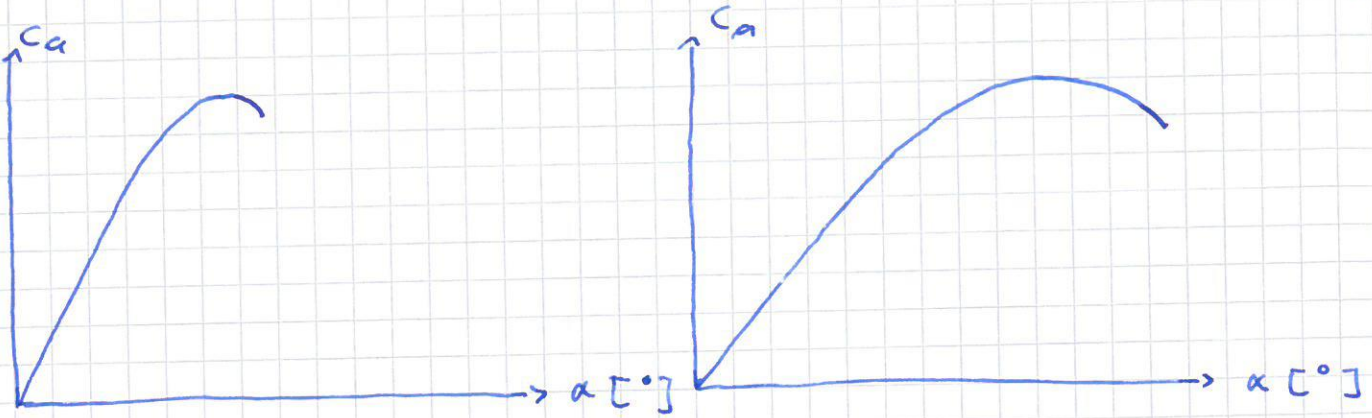
$$\sqrt{\frac{2G}{\rho S}} \rightarrow \sqrt{\frac{2(G+G \cdot 0,2)}{\rho S}}$$

$$\Rightarrow v \text{ steigt um Faktor } 1,095 \text{ an}$$

R unverändert

T um Faktor $\frac{1}{1,095}$ kürzer

⑥



Weniger Gutwütig: Schneller
Strömungsabriss

Gutwütiger: Spürbarer Abriebs-
bereich.

⑦

Was ist ein Laminarprofil?

Ein Profil, bei dem die maximale Dicke weit hinten liegt, lange laminare Anlaufstrecke, da lange Beschleunigungstrecke, Dadurch über relativ großen C_a -Bereich keine nennenswerte Zunahme des Profilwiderstandes (Laminardelle)

⑧ $G = 88300 \text{ N}$

$C_{w0} = 0,022$

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

$\frac{F}{F_0} \approx \left(\frac{p}{p_0}\right)^m$ mit $m = 0,8$

a) $W = \frac{\rho}{2} v^2 C_w S$

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

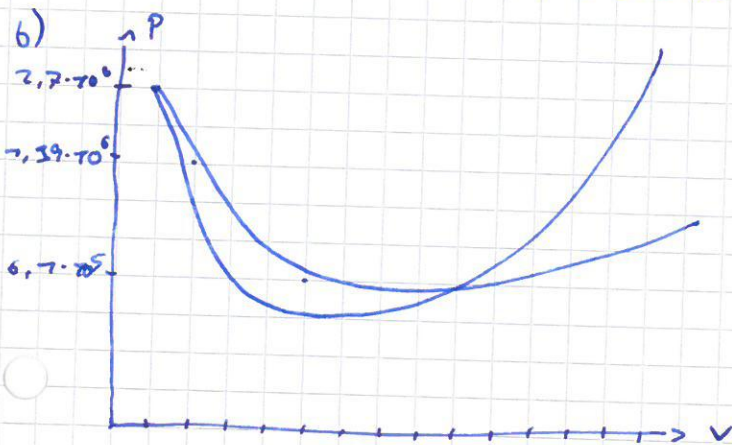
$C_A = \frac{2A}{\rho v^2 S}$

$$W = \frac{\rho}{2} v^2 S \cdot \left(C_{w0} + \frac{\left(\frac{2A}{\rho v^2 S} \right)^2}{\pi \cdot L \cdot e} \right)$$

$$= \frac{1}{2} \rho v^2 S C_{w0} + \frac{4A^2 \cdot \frac{1}{2} \rho v^2 S}{\rho^2 v^4 S^2 \pi \cdot L \cdot e}$$

$$= \frac{1}{2} \rho v^2 S C_{w0} + \frac{2A^2}{\rho v^2 S \pi \cdot L \cdot e}$$

$PCW = \frac{1}{2} \rho v^3 S C_{w0} + \frac{2A^2 v}{\rho v^2 S \pi \cdot L \cdot e}$



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

$F_{0max} = 37 \text{ kN}$
 $P_{0max} = 37 \text{ kN} \cdot v$ (mit $\frac{F}{F_0} = \left(\frac{p}{p_0}\right)^m$)

$F_{000max} = 75,73 \text{ kN}$
 $P_{000max} = 75,73 \text{ kN} \cdot v$

c) SEP: Specific excess power ($\frac{W}{S}$)
 grafisch: steiggeschw. mit F_{max}
 ???

d) /

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

Wird in Musterlösung völlig anders gemacht?

① $H_R = 8000 \text{ m}$

Massen in Flug

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

$M_{\text{MR}} = M_{\text{kr}} + (M_{\text{ges}} - M_A) = 783 \text{ kg}$

Nach R noch 45 min Holding und Landung mit 200 kg W

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

$R = \frac{\sqrt{C_A}}{C_{TLCW}} \cdot \ln\left(\frac{M_A}{M_A - M_{\text{MR}}}\right)$

$M_{\text{EH}} = M_A - M_{\text{MR}} + 200 \text{ kg}$
 $= 6670 \text{ kg}$

$R = 8000; v = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_A}} = 784 \frac{\text{m}}{\text{s}}$

$\rho = \rho_0 \left(1 - \frac{\alpha-1}{\alpha} \frac{g}{RT_0} (H - H_0)\right)^{\frac{\gamma}{\alpha-1}}$
 $= 0,525 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$

$C_A = \sqrt{\frac{3}{2} C_{w0} \pi \rho v^2}$
 $= 0,3478$

$C_W = \frac{4}{3} C_{w0} = 0,02933$

b) In Holding \rightarrow Max. Flugdauer

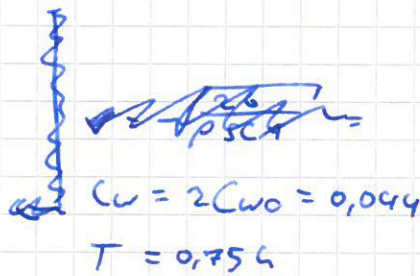
$C_{A, \text{max}} = \sqrt{C_{w0} \pi \rho v^2} = 0,6024$

$T = \frac{C_A}{C_{TLCW}} \cdot \ln\left(\frac{M_A}{M_A - M_{\text{MR}}}\right)$

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

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

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



c) Gleiche Werte wie in a):

$R = \frac{\sqrt{C_A}}{C_{TLCW}} \ln\left(\frac{M_A}{M_A - M_{\text{MR}}}\right)$

; $M_{\text{MR}} = M_{\text{kr}} + M_{\text{EH}} + M_{\text{W}}$

$M_{\text{MR}} = 2750 - 783,2 - 200 - 45 = 2111,8 \text{ kg}$

~~$R = 10650 \text{ km}$~~
 $R = 1740 \text{ km}$

d) $C_S = \sqrt{hRT}$

$T = T_0 - \frac{\alpha-1}{\alpha} \frac{g}{R} (H - H_0)$
 $= 236,7 \text{ K}$

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

$M_a = \frac{v}{C_S} = 0,5762$; $v_{\text{IAS}} = v_R \cdot \sqrt{\frac{\rho_R}{\rho_0}} = 720,5 \frac{\text{m}}{\text{s}}$

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

$$H_G = H_A + \Delta H = 47900 + 2268 \text{ m}$$

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

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

$$\text{Max. Flugdauer: } CA = \sqrt{3 C_{L0} \pi \rho L e} = 7,042$$

$$v_H = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_A}}$$

$$\rho = \rho_0 \left(1 - \frac{n-1}{n} \frac{g}{RT_0} (H - H_0) \right)^{\frac{1}{n-1}} ; G = 9,87 \cdot (m_{ges} - 2772 \text{ kg})$$

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

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

$$r = \frac{v_H \cdot t}{2\pi} ; t = 720 \text{ s}$$

$$= 2024 \text{ m}$$

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

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

(Formeln richtig, Geseh. etwas anders als in Lösung)

$$n_2 = \frac{1}{\cos(\phi)} = 1,175$$

$$C_{A0} = \frac{2m g n_2}{\rho S v^2} = 7,777$$

Geradenflug:

$$v_{\min} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_{A0}}} = 98,96 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Kurvenflug

~~CA0~~

$$v_{\min} = \sqrt{\frac{2G}{\rho S C_{A0} \cos(\phi)}} = 706,7 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

???
Falsche Formel?

70
a)

Flügel

Höhenleitwerk

$$S_F = L_{MF} \cdot b$$

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

$$b_{E1} = 74,09 \text{ m}$$

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

$$\Lambda_F = \frac{b^2}{S} = 6,966$$

$$S_H = L_{MH} \cdot b_{EH} = 6,89$$

$$\Lambda_H = 4,077$$

$$C_{AF} = \frac{2\pi \Lambda_F}{\Lambda_F + 3} = 4,392$$

$$C_{AH} = 3,62$$

$$b) \Delta x_N = \frac{C_H \left(1 - \frac{d\kappa}{d\alpha}\right) \Gamma_0}{\frac{S_F C_{AF}}{S_H C_{AH}} + C_H \left(1 - \frac{d\kappa}{d\alpha}\right)} = 0,8647$$

$$x_N = x_{FN} + \frac{L_M}{4} + \Delta x_N$$

$$x_{NF} = \frac{L_M}{4} + \Delta x_N = 7,77 \text{ m}$$

$$c) S\% = \frac{x_N - x_S}{L_M}$$

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

$$d) \Gamma_H = \Gamma_0 - \Delta x_S$$

$$= \Gamma_0 - (x_N - x_{NF})$$

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

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

$$e) S\% = 5\%$$

$$x_S = x_N - 0,05 \cdot L_M = 7,269 \text{ m}$$

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

$$M_{\text{M60m}} \cdot x_S = (M_{\text{M60m}} - M_G) x_S + M_G x_G$$

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

7

- a) 1: Bugfahrwerk fährt nach vorne ein - kann bei Hydraulikverlust mit Fahrtwind ausgefahren werden
 2: APU: Hilfsturbine für Klimatisierung an Boden und Start des Haupttriebwerkes

- b) ges: λ , s , C_{AR} , C_{WR} P_R in $H_R = 70 \text{ km}$

$$C_u = 0,025 + 0,042 C_a^2$$

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

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

$$\lambda = 8,976$$

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

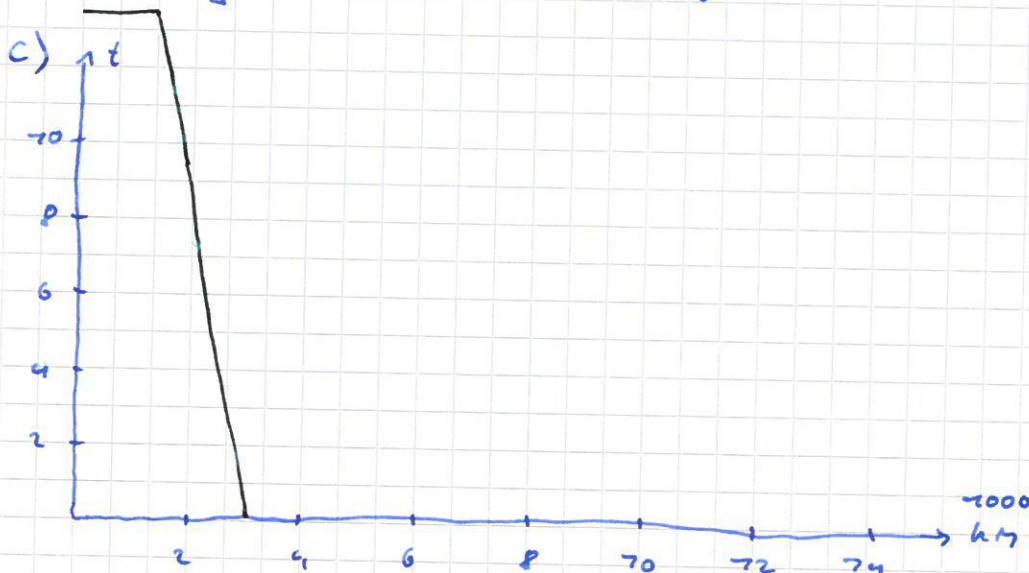
$$s = 92,57 \text{ m}^2$$

$$\frac{P_R}{P_0} = \left(1 - \frac{n-1}{n} \frac{g}{RT_0} (H - H_0) \right)^{\frac{n}{n-1}}$$

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

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

$$C_{WR} = \frac{2}{3} C_{w0} = 0,03333$$



$$R_{\max} = \frac{1}{C_{TL} C_w} \sqrt{\frac{2 G C_A}{\rho S}} \ln \left(\frac{M_A}{M_A - M_{cr}} \right)$$

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

Andere Werte in Lösung?

$$R = \frac{v C_A}{C_{TL} C_w} \ln \left(\frac{M_A}{M_A - M_{cr}} \right)$$

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

max. Kraftstoff bei M_{com} : $M_N = 9720 \text{ kg}$

$$R_N = 7996 \text{ km}$$

max. Nutzlast bei M_{com} : $M_{cr} = 8490 \text{ kg}$

$$R_{cr} = 7248 \text{ km}$$

$$d) T_i = 20^\circ\text{C} \quad P_{0,N} = 1028 \text{ hPa}$$

$$M_{A1} = 43 \text{ t} \quad \alpha = 70,2^\circ$$

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

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

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

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

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

$$T_{0,N} = 289,4 \text{ K}$$

$$\frac{T_i}{T_{0,N}} = \left(\frac{P_i}{P_{0,N}}\right)^{0,85}$$

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

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

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

$$C_{A1} = \frac{2 M_{A1} g \cdot n}{\rho S v^2}$$

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

~~$$C_{A1} = \frac{2 M_{A1} g \cdot n}{\rho S v^2} = 7,376$$~~

~~$$\text{Gebäudesteiggrad } \alpha = 70,2^\circ$$~~

Optimaler Auftriebsbeiwert:

$$C_{A \text{ opt}} = \frac{F_{\text{max}} \cdot \mu \cdot l_e}{2 G} \left(\sqrt{1 + \frac{72 G^2 C_{w0}}{F_{\text{max}}^2 \mu \cdot l_e}} - 1 \right) = 7,336$$

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

2)

$$a) C = \frac{C_w}{C_A} = \frac{0,005}{0,7} = 0,00714 = 0,007$$

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

$$V_R = \sqrt{\frac{2}{\rho} \frac{M_{\text{Güter}} g}{S} \frac{1}{C_A}} = 772,7 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

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

- b) Auftriebsbeiwert weniger wichtig da lange Startbahn, keine Hindernis aber hoher Steigebwinkel notwendig: daher k_2 mit nur k_1 optimal
 k_1 : nur geringes Winkel, geringes C_A , k_3, k_4, k_5, k_6 zu hoher Widerstand.

$$2) c) C_{\max} = \frac{1}{2} = 2$$

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

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

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

$$0 = 4,365 x + 0,7$$

$$x = -0,02297$$

$$x \cdot \frac{180}{\pi} = -7,373^\circ = \alpha_{0u}$$

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

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

$$b_E = \frac{S}{l_{\mu}} = 29,73$$

$$\mu_E = \frac{b_E^2}{S} = 6,827$$

$$C_{AF}' = \frac{2\pi \mu}{\mu + 3} = 4,365 \frac{1}{\text{rad}}$$

$$b) \Delta X_N = \frac{C_H \left(1 - \frac{dC_H}{d\alpha} \right) r_0}{\frac{S_E C_{AF}'}{S_H C_{AH}} + C_H \left(1 - \frac{dC_H}{d\alpha} \right)} = 0,9776 \text{ m}$$

$$r_0 = X_{HF} - X_{FV} + X_{NH} - X_{NF}$$

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

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

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

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

$$X_{\text{schwerp.}} = X_N - \text{Stabilitätsrad} \cdot l_{\mu E}$$

$$S\% = 75,76\%$$

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

$$c) \Delta X_N = 7,729 \text{ m}$$

$$r_0 = X_{HF'} - X_{FV'} + X_{NH} - X_{NF} \quad ; \quad X_{HF'} = X_{HF} + 2,4 \quad ; \quad X_{FV'} = X_{FV} + 0,8$$

$$= 7,27 \cdot 70^\circ \text{ m}$$

$$X_{N1} = 78,75 \text{ m}$$

$$X_{g5} = X_{N1} - 0,76 \cdot l_{\mu} \rightarrow X_{g5} = 78,76 \text{ m} = 48,52\% \text{ des Rumpfes}$$

$$a) T_M = T_{0N} - \frac{n-1}{n} \frac{g}{R} (H_M - H_0)$$

$$T_{0N} = 302,7 \text{ K}$$

$$p_{0N} = \frac{p_{0N}}{p_0} \cdot \frac{T_0}{T_{0N}} \cdot p_0$$

$$p_{0N} = 7,765 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

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

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

Für Dichtehöhe nach H umstellen und T_0, p_0 einsetzen

$$H_{0M} = 7,097 \cdot 10^3 \text{ m}$$

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

$$\lambda = \frac{1}{k_p \cdot \pi \cdot e} = 17,05$$

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

c) Steiggradient 7%, M_{ton} , \bar{F}_{st} gesucht + v_B, v_{st}

$$\bar{F}_{\text{st}} = W_{\text{Emin}} + M_{\text{ton}} \cdot g \cdot \sin(\beta)$$

$$W_{\text{Emin}} = \frac{C_{\text{Amin}}}{C_{\text{Amin}}} \cdot M_{\text{ton}} \cdot g$$

$$C_{\text{Amin}} = \sqrt{C_{\text{w0}} \cdot \pi \cdot \lambda \cdot e} \quad \text{mit } C_{\text{w0}} = 0,028$$

$$C_{\text{Amin}} = 0,8798$$

$$C_{\text{w,Emin}} = C_{\text{w0}} + \frac{C_{\text{Amin}}^2}{\pi \cdot \lambda \cdot e}$$

$$= 0,05594$$

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

$$\bar{F}_{\text{st}} = 2,855 \cdot 10^5 \text{ N}$$

$$\text{Max. steiggeschw. } v_{\text{st}} = \sqrt{\frac{2G'}{\rho_s}} \left(\frac{F}{G \sqrt{C_A}} - \frac{C_{\text{w0}}}{\sqrt{C_A}} - \frac{\sqrt{C_A}}{\pi \cdot \lambda \cdot e} \right)$$

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

$$v = \frac{\sqrt{\frac{2G'}{\rho_s}}}{\sqrt{4 \sqrt{C_A^2 + C_{\text{w0}}^2}}}$$

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

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

~~1) $v_{\text{st}} = M_{\text{ton}} \cdot \text{Verbreiterung}$~~

d) 3% Mton verbraucht
Hr

MNL gesucht

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

$$t_h = 45 \text{ min} \rightarrow \frac{0,53}{60} \cdot 45 = \frac{0,3975 \text{ t}}{5 \text{ Wert extra}}$$

$$P_R = P_{on} \left(1 - \frac{0,7}{n} \cdot \frac{8}{R_{Ton}} (H - H_0) \right)^{\frac{1}{n}}$$

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

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

$$C_{WR} = \frac{4}{3} C_{w0} = 0,03733$$

$$R = 95006 \text{ m} = \frac{v \cdot C_A}{C_{TL} \cdot C_W} \ln \left(\frac{M_A}{M_A - M_{tr}} \right)$$

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

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

~~Mtr = 227,03 t~~

$$M_{tr} = M_{tr, f} + M_{tr, ges} = 73,98 \text{ t} + 227,03 \text{ t} = 301,01 \text{ t}$$

~~Mtr = 73,98 t~~

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

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

$$= 86,79 \text{ t}$$

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

Nutzlast-Reichweiten-Diagramm

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

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

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

$$n = \frac{1}{\cos(\phi)} = 1,155$$

ges: C_{Ah} bei M_{ton}

$$C_{Ah} = \frac{2Mg0}{\rho S v^2} = 1,078$$

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

$$V_{min} = 7,7 \cdot \sqrt{\frac{1}{\rho \cdot S \cdot C_{Ah}} (G - F \sin(\alpha + \sigma))}$$

$$\% V_{stall} = \sqrt{n} = 1,075 \quad \checkmark$$

20a)

$$E = \frac{C_W}{C_A} = 0,6444$$

$$C_W = 0,58 \quad C_A = 0,9$$

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

$$V_R = \sqrt{\frac{2 C_{Wmin} g}{\rho \cdot S \cdot C_A}} = 770,4 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

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

- b) k_1 und k_2 starten nicht bei $0^\circ / 0 \text{ CA}$ \rightarrow Es sind bei beiden Grafen die Hinterhandklappen ausgefahren, bei k_2 ist zusätzlich noch die Vorderhandklappe ausgefahren.

$$k_1 : C_{Amax} = 7,5 \quad ; \quad \alpha = 77^\circ$$

$$k_2 : C_{Amax} = 2,05 \quad ; \quad \alpha = 225^\circ$$

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

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

$$x = 0,0485$$

$$\alpha_{0,0485} = -2,778^\circ$$

Für Klausur: Flaps/Slots Nutzung!

③

a) Zuspitzung

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

$$l_m = \frac{z}{3} \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \quad l_i = 6,242 \text{ m}$$

$$b_F = S \cdot \left(\frac{l_i + l_a}{2} \right) = \frac{S}{l_m} = 52,07 \text{ m}$$

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

$$C_{AF}' = \frac{2 \cdot \pi \cdot E \cdot L_F}{L_F + S} = 4,627$$

kommt in fast jeder Klausur dran!

$$b) \Delta X_N = \frac{C_{AF}' C_H \left(1 - \frac{dC_H}{d\alpha} \right) \Gamma_0}{S_H C_{AH}' + C_H \left(1 - \frac{dC_H}{d\alpha} \right)} = 2,968 \text{ m}$$

$$\text{mit } \Gamma_0 = \left(45 + \frac{l_m}{4} \right) - \left(27 - \frac{l_m}{4} \right)$$

$$\begin{aligned} X_N &= X_{EV} + \frac{l_m}{4} + \Delta X_N \\ &= 2,968 + 27 + \frac{6,242}{4} \\ &= 25,53 \text{ m} \end{aligned}$$

$$c) M_{zFM} = 167 \text{ t} \quad r_{pen} = 250$$

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

$$M_{nense} = 2 \cdot 85 + 250 \cdot 85 = 21,4 \text{ t}$$

$$M_{nest} = M_{ntom} - M_{zFM} = 227 - 167 = 60 \text{ t} = M_{nr}$$

$$M_{Gepän} = M_{NL} - M_{nense} = 27 - 21,4 = 5,6 \text{ t}$$

$$M_{Gepän} = M_{NL} - M_{nense} = 27,6 \text{ t}$$

d) Stabilitätsmaß $0,7 = \frac{\Delta x_N - \Delta x_S}{l_u}$

~~$2 \cdot x_{Fu} = 2 \cdot 0,994$~~

~~Schwerpunkt bei $x_{Fu} + \Delta x_S + \frac{l_u}{4} =$~~

Gepächtschwerpunkt $x_G = x_N - 0,7 \cdot l_u = 24,97 \text{ m}$

Gesamtschwerpunkt ~~der Gepächte~~ mit Gesamtgepäch

$$x_S = \frac{M_L x_L + M_{max} x_{ar} + 2 \cdot M_p x_p + 250 \text{ MPax } x_{pax} + M_{Gepäch} x_G}{M_L + M_{max} + 2 \cdot M_p + 250 \text{ MPax} + M_{Gepäch}}$$

$\stackrel{!}{=} \text{ ~~24,97~~ } 24,97$

$x_{Gepäch} \stackrel{!}{=} 26,64 \text{ m}$

I $\frac{M_{Gv} x_{Gv} + M_{Gh} x_{Gh}}{M_{Ges}} \stackrel{!}{=} 26,64 \text{ m}$

~~$M_{Gv} = 23,955 \text{ t}$ $M_{Gh} = 52,37$~~

~~$M_{Ges} = 20 \text{ t}$ $M_{Gv} = 17,77 \text{ t}$~~

II $M_{Gv} + M_{Gh} \stackrel{!}{=} 27,6 \text{ t}$

→ LGS lösen

$M_{Gv} = 9,08 \text{ t}$

$M_{Gh} = 17,57 \text{ t}$

