

1 Flugtechnik

1.1 Atmosphäre

1.1.1 Allgemeine Eigenschaften

Zusammensetzung: $\sim 78\%N_2, \sim 21\%O_2, \sim 1\%He, H, He$

Troposphäre (0-7/17 km): $\frac{dT}{dH} = -6.5 \cdot 10^{-3} \frac{K}{m}$
In ihr findet das Wetter statt

Tropopause (abhängig von Breitengrad und Jahr):
Äquator (17 km): $T = 191K$
Pole (7km): $T = 221K$

Standardatmosphäre (11 km): $T_{11000} = 216.65K, p_{11000} = 226.32HPa, \rho_{11000} = 0.3639kg/m^3$

Stratosphäre (bis ~ 50 km): $T = 217K$ (direkt über Tropopause, max. bei 50 km)

Stratopause (~ 50 km): $T = 273K$

Mesosphäre (bis ~ 80 km): $T = 173K$ (negativer Temp. gradient)

Thermosphäre und Ionosphäre (bis $\sim 800km$): $T = 1270K$ bei $480km$

Exosphäre (ab $800km$): Führt gleitend in den Weltall

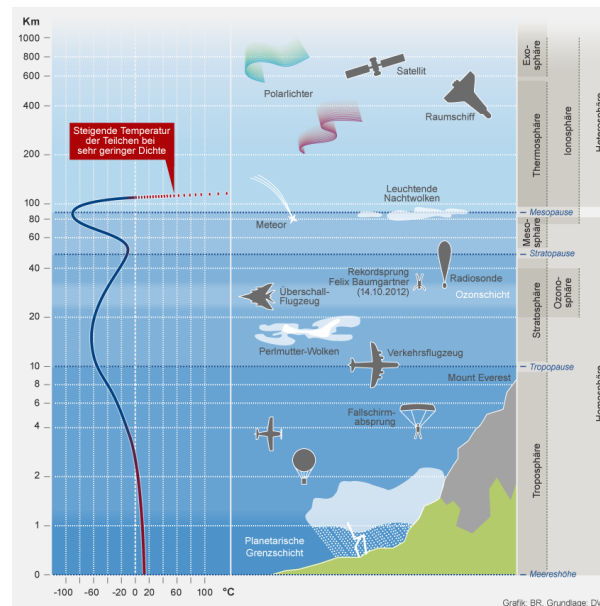
Physikalischen Eigenschaften:

- $p = \rho RT$ mit $R = 287.3J/(kgK)$
- Bernoulli: $p + \frac{\rho}{2} V^2 = const$
- Schallgeschwindigkeit: $a = \sqrt{\gamma RT}$ mit $\gamma = c_p/c_v$
- $\frac{\Delta p}{\rho} \approx \frac{1}{2} M^2$, Machzahl $M = V/a$

1.2 Standardatmosphäre

- $H = 0m$

- $T = 288.15K, p = 1013HPa, \rho = 1.225kg/m^3, g = 9.806m/s^2$
- $H < 11000m$:
- $\frac{T}{T_0} = \Theta(H) = 1 + \frac{a}{T_0} H = 1 - 22.558 \cdot 10^{-6} \cdot H$
- $\frac{p}{p_0} = \delta = \Theta^{5.2561}$
- $\frac{\rho}{\rho_0} = \sigma = \Theta^{4.2561}$
- $H = 11000m$:
- $\frac{T_{11000}}{T_0} = 0.7519, \frac{p_{11000}}{p_0} = 0.2234, \frac{\rho_{11000}}{\rho_0} = 0.2971$
- $11000m < H < 25000m$:
- $\frac{T}{T_0} = 0.7519, \frac{p}{p_0} = 0.2234 \cdot e^{-\frac{H-11000}{6341.9}}, \frac{\rho}{\rho_0} = 0.2971 \cdot e^{-\frac{H-11000}{6341.9}}$
- Dynamische Zähigkeit der Luft:
- $\mu = (1.458 \cdot 10^{-6} \cdot T^{1.5}) / (T + T + 110.4) Ns/m^2$
- $\mu_0 = 17.894 \cdot 10^{-6} Ns/m^2$

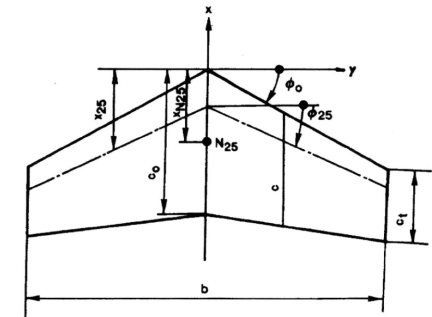


1.3 Auftrieb

1.3.1 Flügelgeometrie

- Zuspitzung: $\lambda = \frac{c_t}{c_0}$
- Flügelfläche: $F = \int_{-b/2}^{b/2} c(y) dy$
- Streckung: $\Lambda = b^2/F$
- Mittl. geome. Flügeltiefe: $\bar{c} = \frac{1}{b} \int_{-b/2}^{b/2} c(y) dy = F/b$
- Mittl. aero. Flügeltiefe: $l_\mu = \frac{1}{F} \int_{-b/2}^{b/2} c^2(y) dy$
- Geometrischer Neutralpunkt = Ort wo die Änderung des Anstellwinkels keine Auswirkung auf Kraft und Moment hat
- $x_{N25} = \frac{1}{F} \int_{-b/2}^{b/2} c^2(y) x_{25}(y) dy \approx x_{c0/4}, y_{N25} = 0$

Achtung: $b_{ges} = 2 \cdot b_{flügel}$!



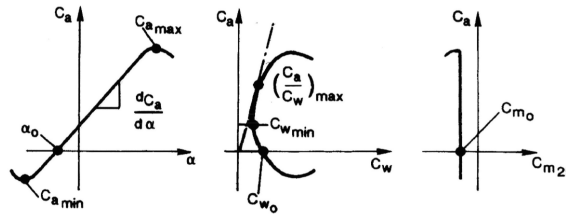
	Recht	Trapez	Dreieck	Ellipse
F	bc	$\frac{c_0+c_t}{2} b$	$\frac{c_0}{2} b$	$\frac{\pi}{4} bc_0$
Λ	b/c	$2b/(c_0 + c_t)$	$2b/c_0$	$4b/(\pi c_0)$
λ	1	c_t/c_0	0	-
\bar{c}	c	$(c_0 + c_t)/2$	$c_0/2$	$\pi/4$
l_μ	c	$\frac{2}{3} \frac{c_0^2 + c_0 c_t + c_t^2}{c_0 + c_t}$	$2c_0/3$	$\frac{8}{3\pi} c_0$
x_{25}	$c/4$	$\frac{c_0}{4} + \frac{c_0 b}{6(c_0+c_t)} (1 + \frac{2c_t}{c_0}) tg(\phi_{25})$	$\frac{c_0}{4} \frac{b}{6} tg(\phi_{25})$	$\frac{c_0}{4} \frac{b}{6} tg(\phi_{25})$

1.3.2 Flügelprofile

	Flügel (3D)	Profil (2D)
Auftrieb	$c_A = \frac{A}{\frac{1}{2}\rho V^2 F}$	$c_a = \frac{A'}{\frac{1}{2}\rho V^2 c}$
Widerstand	$c_W = \frac{W}{\frac{1}{2}\rho V^2 F}$	$c_w = \frac{W'}{\frac{1}{2}\rho V^2 c}$
Nickmoment	$c_M = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho V^2 F l_\mu}$	$c_m = \frac{M'}{\frac{1}{2}\rho V^2 c^2}$

Hierbei sind Grössen mit Apostroph pro Spannweite berechnet (Kraft/Moment pro b)

- **Auftriebspolaren:** Nullauftriebswinkel α_0 (Winkel wo aerodyn. Auftrieb verschwindet)
- $\alpha_0 = 0$ für symmetrische Profile
- $\alpha_0 < 0$ für gewölbte Profile
- **Linearbereich**
- $c_a = \frac{dc_a}{d\alpha}(\alpha - \alpha_0)$ mit Auftriebsgradient
- $\frac{dc_a}{d\alpha}$: Konstant im Linearbereich
- **Maximaler Auftriebsbeiwert:** $c_{a,max}$ bestimmt die Ab-
rissgeschwindigkeit
- **Minimaler Auftriebsbeiwert:** $c_{a,min}$ analog wie $c_{a,max}$
im Rückenflug
- **Minimaler Widerstandsbeiwert:** $c_{w,min}$
- $c_{w,min} = 0$ für symmetrische Profile
- $c_{w,min} > 0$ für gewölbte Profile ungefähr beim stossfrei-
en Eintritt (tangentialle Umströmung)
- **Sturzflug-Momentenbeiwert** $c_{m0} = c_m(c_a = 0)$
- **Bester Gleitwinkel:** $\tan(p) = \frac{1}{(\frac{c_a}{c_w})_{max}}$
- **Grössstmögliche Reichweite:** $(\frac{c_a}{c_w})_{max}$
- **Beste Steigzahl / Profilsinkzahl:**
- $(\frac{c_a^3}{c_w^2})_{max}$ resp. $\sqrt{\frac{c_a^3}{c_w^2}}$ längste Flugdauer



- **Druckpunkt / Neutralpunkt**
- Druckbeiwert: $c_p = \frac{p-p_\infty}{\frac{1}{2}\rho V^2}$
- Moment um beliebigen Punkt am Profil:
- $c_{m_x} = \frac{x-x_{DP}}{c} (c_a \cos \alpha + c_w \sin \alpha) \approx \frac{x-x_{DP}}{c} c_a$
- x_{DP} : Lage des Druckpunktes
- Am **Druckpunkt:** $c_{m,DP} = 0$
- **Neutralpunkt:** $\frac{dc_{m_x}}{d\alpha}|_{NP} = 0$ und $\frac{dc_{m_x}}{dc_a}|_{NP} = 0$
- $\frac{x_{NP}-x_R}{c} = -\frac{c_{mR}-c_{m0}}{c_a}$ mit R als Referenzpunkt

1.3.3 Profileigenschaften

- Auftrieb [N/m]: $A = \rho V \Gamma$ mit Zirkulation des Profils
 $\Gamma = \int_0^c \gamma dx$
- **Einwirbel-Modell**
- $A = \rho V^2 \pi c \alpha$, $\frac{c_a}{d\alpha} = 2\pi$

1.3.4 Profilsystematik siehe p. 3.34

1.3.5 Tragflügel endlicher Spannweite

Aerodynamische Kraft auf Flügel

$$A = \int_{-b/2}^{b/2} \rho V \Gamma(y) dy$$

Induzierter Widerstand

- $W_i = \frac{A^2}{2\rho V^2 F^*} = \frac{2}{\rho V^2 \pi} \left(\frac{A}{b}\right)^2$
- mit Prandtl'schem Ansatz $F^* = \frac{\pi}{4} b^2$

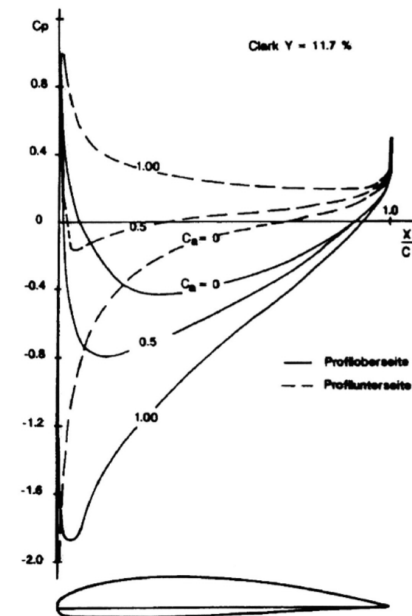
$$c_{wi} = \frac{c_a^2}{\pi \Lambda} \text{ und } \alpha_i = \frac{c_a}{\pi \Lambda}$$

Einfaches Wirbelmodell (Hufeisenwirbel)

- Abwind im Hufeisenwirbel mit $-x \gg y$
- $w = w_{re} + w_{li} = \frac{\Gamma}{2\pi} \left(\frac{1}{b/2-y} + \frac{1}{b/2+y} \right)$
- Abwind im Hufeisenwirbel auf Flügelinie
- $w = w_{re} + w_{li} = \frac{\Gamma}{4\pi} \left(\frac{1}{b/2-y} + \frac{1}{b/2+y} \right)$
- Auftrieb über ganze Spannweite
- $A = \rho V \Gamma b$

Allgemeine induzierte Geschwindigkeit

- Halbunendlicher Wirbelfaden: $w_i = \frac{\Gamma}{4\pi a}$
- Unendlicher Wirbelfaden: $w_i = \frac{\Gamma}{2\pi a}$



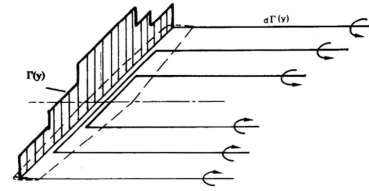
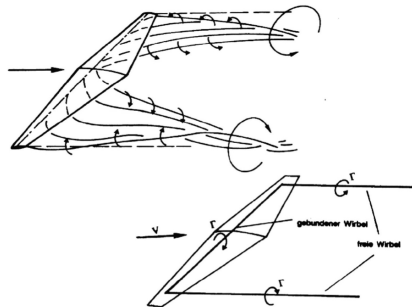
1.3.6 Prandtl'sche Traglinientheorie

Zirkulationsverteilung für **elliptische Auftriebsverteilung**

- $\Gamma(y) = \Gamma_0 \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2}$, ind. Anstellwinkel: $\alpha_i = \frac{\Gamma_0}{2bV}$
- Elliptische Flügel erzeugen ... eine elliptische Auftriebsverteilung
- ... einen in Spannweitenrichtung konstanten Abwind
- ... in Spannweitenrichtung konstanten lokalen Auftriebsbeiwert
- $\alpha_i = \frac{c_A}{\pi \Lambda}$ Abwindwinkel des Ellipsenflügels am Flügel selbst
- $c_A = c_{a\alpha} \frac{\Lambda}{\Lambda+2} \alpha$ Auftriebsbeiwert des Ellipsenflügels
- $\frac{dc_A}{d\alpha} = c_{a\alpha} \left[\frac{1}{1 + \frac{c_{a\alpha}}{\pi \Lambda}} \right]$ Auftriebsderivativ des Ellipsenflügels
- $\frac{dc_A}{d\alpha} = c_{a\alpha} \frac{\Lambda}{\Lambda+2}$ Auftriebsderivativ des Ellipsenflügels (potentialtheoretisch)
- $c_{W_i} = \frac{c_A^2}{\pi \Lambda}$ Induzierter Widerstand des Ellipsenflügels

Beliebige Auftriebsverteilung

- Methode von Schrenk: Aufteilung von Auftriebsverteilung auf Basisauftrieb und Zusatzauftrieb ($A/2$ elliptische Form, $A/2$ proportional zu Flügelgrundriss)
- $\frac{dc_A}{d\alpha} = c_{a\alpha} \left[\frac{\Lambda}{\Lambda + \frac{2(\Lambda+4)}{\Lambda+1}} \right]$ (McCormick Näherung)
- $\frac{dc_A}{d\alpha} = c_{a\alpha} \left[\frac{\Lambda}{\frac{c_{a\alpha}}{\pi} + \sqrt{\left(\frac{c_{a\alpha}}{\pi}\right)^2 + \Lambda^2}} \right]$, falls $c_{a\alpha} = 2\pi$:
- $\frac{dc_A}{d\alpha} = c_{a\alpha} \frac{\Lambda}{2 + \sqrt{4 + \Lambda^2}}$ (Lowry+Polhemus Näherung)



Prandtl-Glauert Faktoren

- Prandtl-Glauert Faktoren τ und δ geben Abweichungen zum idealen Ellipsenflügel an
- $\alpha_i = \frac{c_A}{\pi \Lambda} (1 + \tau)$
- $c_{W_i} = \frac{c_A^2}{\pi \Lambda} (1 + \delta)$

1.3.7 Strömungsabriss am Flügel

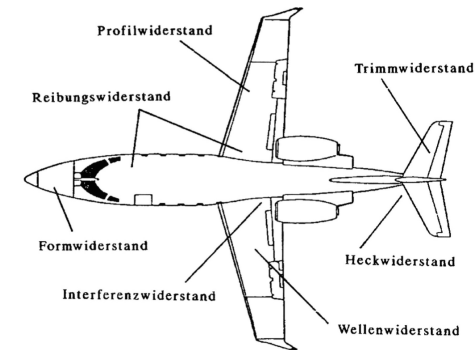
- Abrissverhalten kritischer je ausgeprägter der Auftriebsabfall nach Erreichen von $c_{A,max}$
- Abriss bemerkbar durch Schütteln (Buffeting)
- Bei Trapezflügel: Abrissverhalten aussen kritischer
- Bei gepfeilter Flügelform: Zusätzlich kann ein Längsmoment (Pitch Up) eintreten, was zu einer Verstärkung des Abriss führt
- **Flügelverwindung:** Aeroelastische Antwort wobei Flügel nach aussen unten verwunden werden (-3°) damit Pilot länger Kontrolle auf Steuerruder hat
- **Stall Control Devices:**
 - Absenkung der Profilnase im Aussenflügel (Drop Nose)
 - Nasenklappen im Aussenflügel
 - Sägezahn (bei Pfeilflügeln) zwecks Aufbau einer Grenzschicht
 - Grenzschichtzaun, verhindert Strömungsabfluss gegen Flügelspitze
 - Vortex-Generatoren, verzögern Ablösung im Querruder
 - Abrisskanten (Stall Strips) am Innenflügel, lösen früher ab, Pilot wird durch Buffeting gewarnt ohne das Querruderwirksamkeit verloren geht

1.3.8 Auftriebserhöhende Klappen

- Schnellflug: $c_{W,min}$ möglichst klein
- Reiseflug: c_a/c_w resp. c_a^3/c_w^2 möglichst gross
- Langsamflug $c_{A,max}$ möglichst gross
- Um alle Anforderungen zu erfüllen, werden Klappen gebraucht
- Die Profilwölbung führt zu einem grösseren $c_{A,max}$
- $\frac{dc_a}{d\alpha}$ bleibt ungefähr gleich
- c_a verschiebt sich zu grösseren Auftriebsbeiwerten

1.4 Widerstand

1.4.1 Widerstandsarten



Gesamtwiderstand = Induzierter Widerstand + Restwiderstand

Restwiderstand

- Reibungswiderstand: Reibungswiderstand auf benetzter Oberfläche
- Formwiderstand: Druckwiderstand auf Oberfläche parallel zur Strömung
- Interferenzwiderstand: Widerstand durch zwei Körper nahe beieinander

- Trimmwiderstand: Zusatzwiderstand durch Komponenten welche zum Momentengleichgewicht benötigt sind
- Profilwiderstand: Reibungs- und Formwiderstand eines 2-D Profils
- Kühlwiderstand: Widerstand durch Impulsverlust beim Durchströmen von Kühleinrichtungen
- Heckwiderstand: Druckwiderstand eines stumpfen Hecks
- Wellenwiderstand: Bei Überschallströmungen, durch Schockwellen

Induzierter Widerstand

- $c_W = c_{W_0} + c_{W_i}$ wobei $c_{W_i} = kc_A^2$ (elliptisch: $k = \frac{1}{\pi\Lambda}$)
- $W = \frac{\rho}{2} V^2 F c_{W_0} + \frac{\rho}{2} V^2 F k c_A^2$ (dimensionsbehaftete Form)
- Stationärer Horizontalflug ($A = mg$ und $c_A = \frac{2mg}{\rho V^2 F}$)
- $W = \frac{\rho}{2} V^2 F c_{W_0} + \frac{k(mg)^2}{\frac{\rho}{2} V^2 F}$

1.4.2 Restwiderstand des Flügels

Profilwiderstand (Widerstand des Flügels) - p. 4.47 ff

- $W_{Flügel} = W_{Rest, Fl} + W_{induziert}$
- $W_{Rest, Fl} = 2 \frac{\rho}{2} V^2 \int_{b_R/2}^{b/2} c_{W_\infty}(y) c(y) dy$
- c_{W_∞} Profilwiderstand 2D

Unverwundener Ellipsenflügel:

- $W_{Flügel} = c_{W_\infty} \frac{F^*}{F} + c_{W_i}$
- F^* benetzter Anteil Flügelfläche

Oswald-Faktor

- $c_W = c_{W_0} + \frac{c_A^2}{\pi\Lambda e}$ mit
- $e = \frac{1}{1+\delta+\pi\Lambda k}$ Oswald-Wirkungsfaktor
- Gilt nur im Linearbereich der Auftriebspolaren!
- Flügel mit elliptischer Auftriebsverteilung: $e = 1$
- Flügel $0.85 < e < 0.95$
- Flugzeug $0.6 < e < 0.9$

Bester Gleitwinkel $(c_A/c_W)_{max}$

- $c_W = 2c_{W_0}$, $c_A = \sqrt{\pi\Lambda e c_{W_0}}$, $c_{W_0} = c_W (c_A = 0)$

1.4.3 Restwiderstand des Flugzeugs

Reibungswiderstand W_R

- $c_f = \frac{W_R}{\frac{\rho}{2} V^2 F_W}$ mit F_W : benetzte (überstr.) Oberfläche
- Lokale Reynoldszahl: $Re_x = \frac{Vx}{\nu}$

Umschlag von laminar-turbulent

- $Re_{krit} = (Vx/\nu)_{krit} \approx 3 \cdot 10^5 - 3 \cdot 10^6$
- laminar $Re < Re_{krit}$
- turbulent $Re > Re_{krit}$

Ebene Platte mit glatter Oberfläche

- $Re = (Vl/\nu)$ mit l Plattenlänge
- laminar: $c_f = 1.328 \frac{1}{\sqrt{Re}}$
- turbulent: $c_f = 0.074 Re^{-1/5}$

Ebene Platte mit rauher Oberfläche

Rauhigkeit k_s

- $k_s = 0mm$ - Aerodynamisch/hydraulisch glatt
- $k_s = 0.5 \cdot 10^{-3} - 2 \cdot 10^{-3} mm$ - Metall/Holz poliert
- $k_s = 6 \cdot 10^{-3} mm$ - Farboberfläche, glänzend
- $k_s = 0.01 - 0.03 mm$ - Tarnfarbe, unpoliert
- $k_s = 0.15 mm$ - Metalloberfläche, galvanisierend
- $c_f = (1.89 + 1.62 \log(\frac{1}{k_s}))^{-2.5}$ für $10^2 < \frac{1}{k_s} < 10^6$

1.4.4 Gesamtwiderstand des Flugzeugs

1.4.5 Widerstandsverminderung

2 Einführung in die Fahrzeugaerodynamik

2.1 Grundlagen

2.2 Personenwagen

2.3 Nutzfahrzeuge

2.4 Rennfahrzeuge