

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

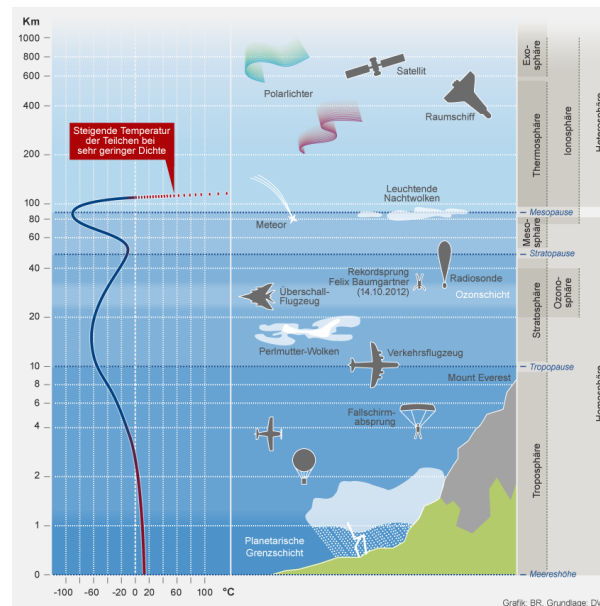
Physikalischen Eigenschaften:

- $p = \rho RT$ 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:
- $\mu = (1.458 \cdot 10^{-6} \cdot T^{1.5}) / (T + T + 110.4) Ns/m^2$
- $\mu_0 = 17.894 \cdot 10^{-6} Ns/m^2$

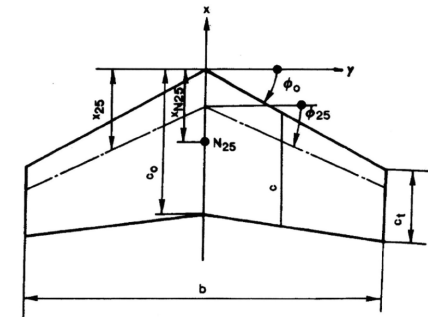


1.3 Auftrieb

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: $b_{ges} = 2 \cdot b_{flügel}$!



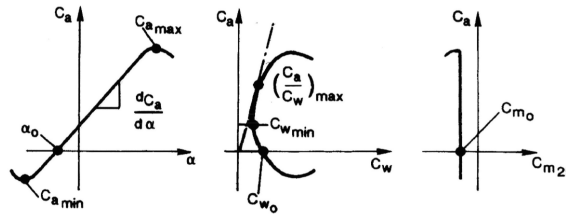
	Recht	Trapez	Dreieck	Ellipse
F	bc	$\frac{c_0+c_t}{2} b$	$\frac{c_0}{2} b$	$\frac{\pi}{4} bc_0$
Λ	b/c	$2b/(c_0 + c_t)$	$2b/c_0$	$4b/(\pi c_0)$
λ	1	c_t/c_0	0	-
\bar{c}	c	$(c_0 + c_t)/2$	$c_0/2$	$\pi/4$
l_μ	c	$\frac{2}{3} \frac{c_0^2 + c_0 c_t + c_t^2}{c_0 + c_t}$	$2c_0/3$	$\frac{8}{3\pi} c_0$
x_{25}	$c/4$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

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 Abbrissgeschwindigkeit
- **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 stossfreien 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

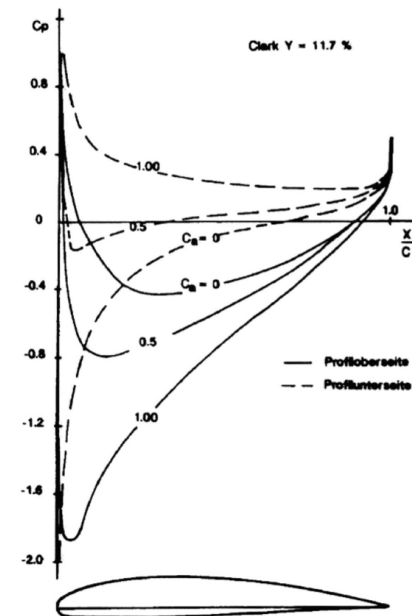
- Auftrieb [N/m]: $A = \rho V \Gamma$ mit Zirkulation des Profils $\Gamma = \int_0^c \gamma dx$
- **Einwirbel-Modell**
- $A = \rho V^2 \pi c \alpha$, $\frac{c_a}{d\alpha} = 2\pi$

1.3.4 Profilsystematik siehe p. 3.34

1.3.5 Tragflügel endlicher Spannweite

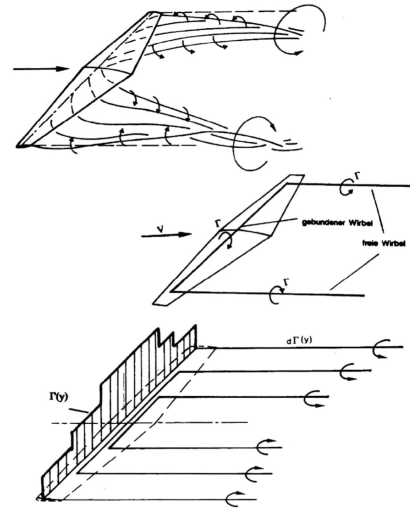
- **Aerodynamische Kraft auf Flügel**
- $A = \int_{-b/2}^{b/2} \rho V \Gamma(y) dy$
- **Induzierter Widerstand**
- $W_i = \frac{A^2}{2\rho V^2 F^*} = \frac{2}{\rho V^2 \pi} \left(\frac{A}{b}\right)^2$
- mit Prandtl'schem Ansatz $F^* = \frac{\pi}{4} b^2$

- $c_{wi} = \frac{c_a^2}{\pi \Lambda}$ 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+Polhermus Näherung)



• Prandtl-Glauert Faktoren

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

1.3.7 Strömungsabriss am Flügel

- Abrissverhalten kritischer je ausgeprägter der Auftriebsabfall nach Erreichen von $c_{A,max}$
- Abriss bemerkbar durch Schütteln (Buffeting)
- Abriss erkennbar wenn Innenflügel im abgerissenen Zustand und Aussenflügel gesund umströmt
- 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

1.4.2 Restwiderstand des Flügels

1.4.3 Restwiderstand des Flugzeugs

1.4.4 Gesamtwiderstand des Flugzeugs

1.4.5 Widerstandsverminderung

1.5 Statische Längsstabilität und Steuerbarkeit

1.5.1 Statische Längsstabilität

1.5.2 Längssteuerung

2 Einführung in die Fahrzeugaerodynamik

2.1 Grundlagen

2.2 Personenwagen

2.3 Nutzfahrzeuge

2.4 Rennfahrzeuge
