

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

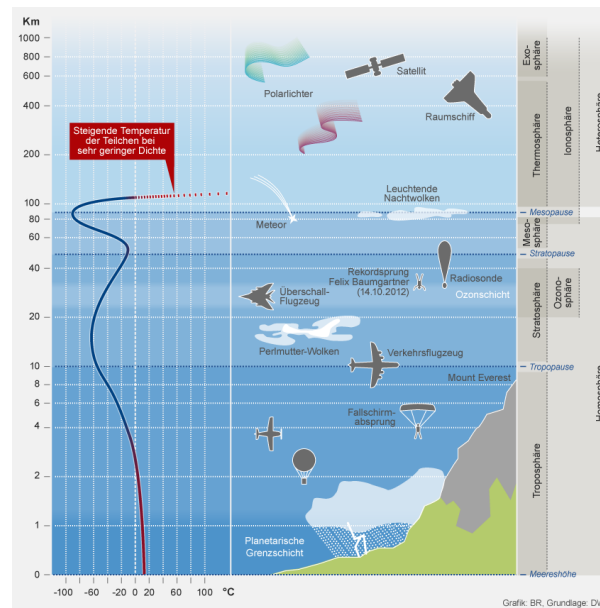
Physikalischen Eigenschaften:

- $p = \rho RT$ mit $R = 287.3J/(kgK)$
- Bernoulli: $p + \frac{\rho}{2} V^2 = const$
- Schallgeschwindigkeit: $a = \sqrt{\gamma RT}$ mit $\gamma = c_p/c_v$
- Luft: $\gamma = 1.405$
- $\frac{\Delta p}{\rho} \approx \frac{1}{2} M^2$, Machzahl $M = V/a$

1.2 Standardatmosphäre

- $H = 0m$

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

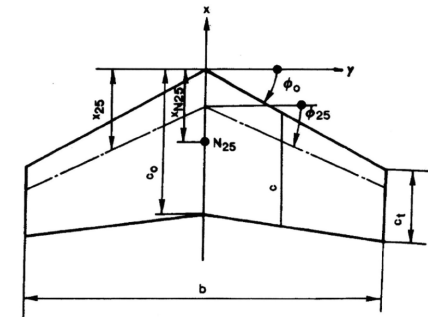


1.3 Auftrieb

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: $b_{ges} = 2 \cdot b_{flügel}$!



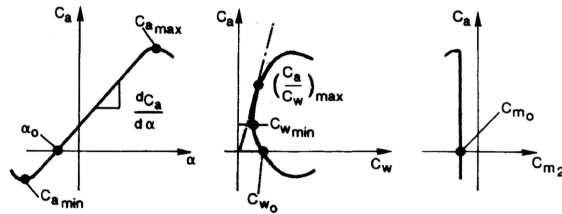
	Recht	Trapez	Dreieck	Ellipse
F	bc	$\frac{c_0+c_t}{2} b$	$\frac{c_0}{2} b$	$\frac{\pi}{4} bc_0$
Λ	b/c	$2b/(c_0 + c_t)$	$2b/c_0$	$4b/(\pi c_0)$
λ	1	c_t/c_0	0	-
\bar{c}	c	$(c_0 + c_t)/2$	$c_0/2$	$\pi/4$
l_μ	c	$\frac{2}{3} \frac{c_0^2 + c_0 c_t + c_t^2}{c_0 + c_t}$	$2c_0/3$	$\frac{8}{3\pi} c_0$
x_{25}	$c/4$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

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 Abstrichgeschwindigkeit
- **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]: $A = \rho V \Gamma$
- Zirkulation [m^2/s]: $\Gamma = \int_0^c \gamma dx$ [m^2/s]
- **Einwirbel-Modell**
- $A = \rho V^2 \pi c \alpha$, $\frac{dc_a}{d\alpha} = 2\pi$, $c_a = 2\pi \alpha$

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 $F^* = \frac{\pi}{4} b^2$

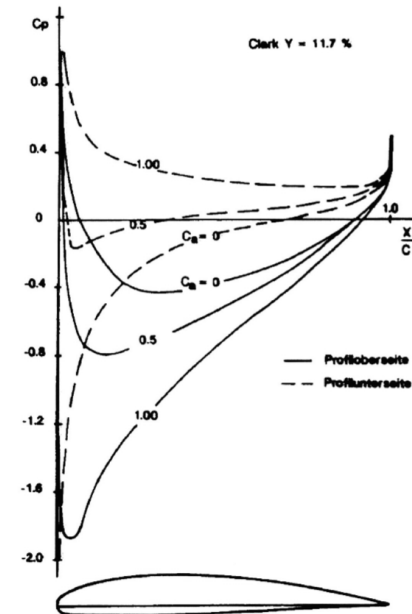
$$c_{w_i} = \frac{c_a^2}{\pi \Lambda} \text{ und } \alpha_i = \frac{c_a}{\pi \Lambda}$$

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: $w_i = \frac{\Gamma}{2\pi a}$



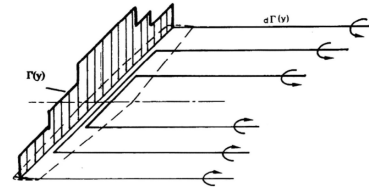
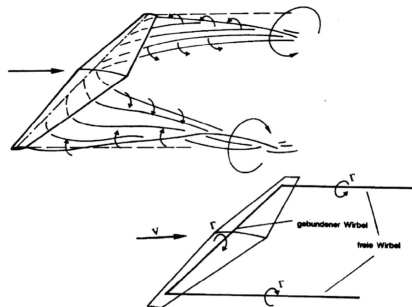
1.3.6 Prandtl'sche Traglinientheorie

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

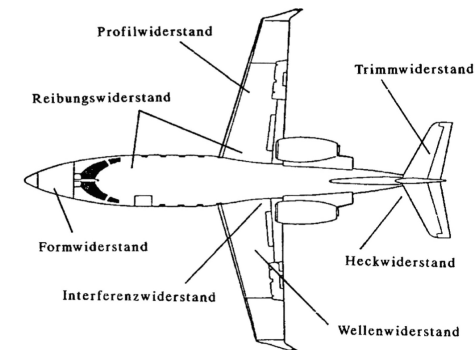
- Abrissverhalten kritischer je ausgeprägter der Auftriebsabfall nach Erreichen von $c_{A,max}$
- Abriss bemerkbar durch Schütteln (Buffeting)
- Bei Trapezflügel: Abrissverhalten aussen kritischer
- Bei gepfeilter Flügelform: Zusätzlich kann ein Längsmoment (Pitch Up) eintreten, was zu einer Verstärkung 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 Profelnase 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 $c_{W_i} = k c_A^2$ (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

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

Unverwundener Ellipsenflügel:

- $W_{\text{Flügel}} = c_{W_\infty} \frac{F^*}{F} + c_{W_i}$
- 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
- $k_s = 0.01 - 0.03mm$ - Tarnfarbe, unpoliert
- $k_s = 0.15mm$ - Metalloberfläche, galvanisierend

Rauhigkeitsbereiche:

- $\frac{u_\tau k_s}{\nu} < 5$ hydraulisch glatt
- $5 < \frac{u_\tau k_s}{\nu} < 70$ Übergangsbereich
- $\frac{u_\tau k_s}{\nu} > 70$ rau

Zulässige Rauhigkeitshöhe $k_{s,zul}$ für Grenzschichten

- laminare GS: $k_{s,zul} \leq 15 \frac{u_\tau}{\nu} = k_{s,krit} = 26.03 \frac{\nu \sqrt[4]{Re_x}}{V}$
- turbulente GS: $k_{s,zul} < 100 \frac{\nu}{V} = 100 \frac{l}{Re}$
- $c_f = (1.89 + 1.62 \log(\frac{1}{k_s}))^{-2.5}$ für $10^2 < \frac{1}{k_s} < 10^6$

Plattenförmige Körper ohne grosse Ablösungsgebiete

- $c_W^* = c_f \frac{F_W}{F_F}$

- Benetzte Oberfläche F_W , Frontfläche F_F

Reibungswiderstand für profilierte Flächen (empirische Beziehung)

- $c_{W_0} = c_f \frac{F_F}{F} \left[1 + L \left(\frac{d}{c} \right) + 100 \left(\frac{d}{c} \right)^4 \right]$
- mit $L = 1.2$: Falls Profil max. Dicke $x/c > 0.3$
- mit $L = 2.0$: Falls Profil max. Dicke $x/c < 0.3$
- F : Referenzfläche, F_W : Benetzte Oberfläche
- c : Profiltiefe, d : Profildicke

Formwiderstand

- $c_{W,Ru}(\alpha) = c_{W_0,Ru} + c_{W_{\alpha,Ru}} + c_{W_{H,Ru}}$
- $c_{W,Ru} = 0.05 - 0.15$
0.15 für kleine, gedrungene Flugzeuge
- $c_{W,Ru} = \left(1 + \frac{D}{2l} \right) c_{f,pl} \frac{F_W}{F}$
 $c_{f,pl}$ Reibungsbeiwert Platte
- $c_{\alpha,Ru} \approx k_R \left(\frac{\alpha}{10} \right)^3 c_{W_0,Ru}$
 $k_R \approx 0.3$ (gedrungen), $k_R \approx 0.9$ (schlank)
- $c_{W_{H,Ru}} = 0.029 \left(\frac{D_H}{D} \right)^3 \frac{1}{\sqrt{c_{W_0,Ru}}} \frac{\pi D^2}{4} \frac{1}{F}$
 D : max. Rumpfdurchmesser, D_H : Heckdurchmesser

Interferenzwiderstand

- $\approx 5\%$ des Rumpfwiderstands bei kleinen Anstellwinkeln, durch Messungen zu bestimmen

Trimmwiderstand

- $\approx \max. 1 - 2\%$ des Gesamtwiderstands im stationären Reiseflug

Abschätzung des Restwiderstands

1. Einzelteile auflisten
2. Geometrie der Einzelteile bestimmen
3. Referenzfläche F_N bestimmen und Widerstandsbeiwert c_{W_n} abschätzen
4. Widerstandsfläche der Einzelteile berechnen: $f_n = c_{W_n} F_n$
5. Widerstandsfläche des Flugzeugs bestimmen: $f = \sum_{i=1}^n f_i$
6. Abschätzen von allfälligen Zusatzwiderständen (Interferenzen, Kühlung)
7. Gesamtwiderstand: $W_{Rest} = \frac{1}{2} \rho V^2 f + W_{zusatz}$

1.4.4 Gesamtwiderstand des Flugzeugs

- $W = \frac{1}{2}\rho V^2 \left(f + F \frac{c_A^2}{\pi \Lambda e} \right)$
- Im stationären Horizontalflug: $A = mg$
- $W = \frac{1}{2}\rho V^2 f + \frac{2}{\rho \pi e} \left(\frac{mg}{b} \right)^2 \frac{1}{V^2}$

Minimaler Widerstand

- $W_{min} = \frac{2mg}{b} \sqrt{\frac{f}{\pi e}}$
- $V(W_{min}) = \left[\frac{4}{\pi e f} \left(\frac{mg}{\rho b} \right)^2 \right]^{0.25}$

1.4.5 Widerstandsverminderung

Reduktion des induzierten Widerstands

- $c_{Wi} = \frac{c_A^2}{\pi \Lambda e} \rightarrow$ möglichst grosse Streckung Λ
- Möglichst elliptischer Auftrieb $e = 1$
- Durch Beeinflussung der Ausgleichsströmung (Flügelend-Tanks, Winglets etc.)

Reduktion des Restwiderstand (p. 4.36)

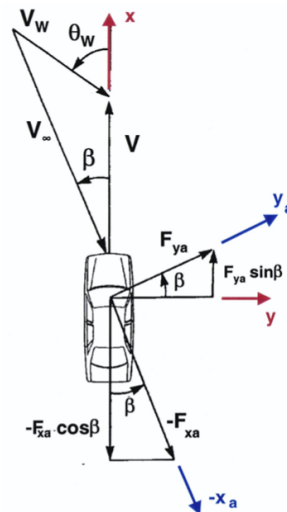
- Reduktion der Oberflächenreibung durch Laminarhaltung der Strömung
- Reduktion der Oberflächenreibung durch Reduktion der Rauheit
- Grenzschichtbeeinflussung durch passive oder aktive Mittel (Grenzschichtabsaugung, Zusatzinstallation etc.)
- Beeinflussung der Grenzschicht durch Riblets
- Verringerung des Kleinteilewiderstands (Drag clean up), Beschränkung von störenden Teilen auf der Oberfläche auf ein Minimum

2 Einführung in die Fahrzeugaerodynamik

2.1 Grundlagen

2.1.1 Kräfte am Fahrzeug

- Widerstandskraft: $W = -(F_{xa} \cos \beta - F_{ya} \sin \beta)$
- $F_i = c_{Fi} \frac{1}{2} \rho V^2 A$
- Seitenkraft: $F_y = (F_{xa} \sin \beta + F_{ya} \cos \beta)$
- Auftrieb: $A = A_y + A_H$
- Rollwiderstand: $W_R = W_{RV} + W_{RH}$
- $F_R = \mu_R F_Z$ mit $\mu_R = \mu_{R,Basis} / \mu (V = 0)$
- $F_Z = F_G - F_A = mg - 1/2 \rho V^2 c_A A$
- Beschleunigungswiderstand: $W_B = \dot{V} m (1 + \varepsilon_i)$
- ε_i = rotierende Massen (Gänge), $\varepsilon_1 = 0.25$, $\varepsilon_2 = 0.15$, $\varepsilon_3 = 0.1$, $\varepsilon_4 = 0.075$
- Steigungslasten $W_S = mg \sin \theta$
- Anhängelasten F_{zx} und F_{zz} horizontal und vertikal



2.1.2 Fahrleistungen (2.5)

Kräftegleichgewicht am beschleunigten Fahrzeug (längs)

- $ma_x = F_T - \mu_r (mg - \frac{1}{2} \rho V^2 c_A A) - \frac{\rho}{2} V^2 c_W A - mg \sin \theta$

Traktionskraft

- $F_T = \mu_{tan} (m_i g \cos \theta - 1/2 \rho V^2 c_{A,i} A)$
- Index i für Vorder- und Hinterachse

Traktionsleistung

- $P_T = F_T V$

Kurvenfahrleistung

- Max vom Fahrreifen übertragbare Seitenkraft:
 $F_{lat} = \mu_{lat} (mg - 1/2 \rho V^2 A c_A)$

Kräftegleichgewicht im beschleunigten Fahrzeug (quer)

- $mV^2/R = F_{lat,max} = \mu_{lat,max} (mg - 1/2 \rho V^2 A c_A)$

Maximale fahrbare Geschwindigkeit (Kurve mit Radius r)

- $V_{max} = \sqrt{\mu_{lat,max} R (g - \rho V^2 A c_A / (2m))} = \sqrt{\mu_{lat,max} R (1 - F_A / (mg))}$

Fahrstabilität

Anzustreben ist eine ausgeglichene Auftriebsverteilung an Vorder- und Hinterachse. Bei deutlich grösserem Auftrieb auf der Hinterachse kann es zu Übersteuern kommen. Auftriebsminderung an der Hinterachse ist deutlicher schwieriger als an der Vorderachse.

Bremsverhalten

- Bremskraft:
 $F_{b,tot} = ma_x = F_{b,mech} - W_R - W - mg \sin \theta$
- Sinnvolle Vorzeichen, $F_{b,mech}$ meist negativ da in $-x$ -Richtung
- Abbremsung: $Z = F_{b,tot} / (mg)$

2.1.3 Treibstoffverbrauch

Treibstoffverbrauch in unbeschleunigter Fahrt auf ebener Strasse

- $B = (P_{aero} + P_{roll} + \Delta P_{mech}) (SFC) (1000 / \rho_{fuel}) (100 / V) [l / 100 km]$
- $P_{aero} = W \cdot V$, $P_{roll} = W_{roll} \cdot V$, ΔP_{mech} : mech. Verluste
- SFC : Spezifischer Treibstoffverbrauch (Euromix: 44% Luft, 44% Roll, 12% Beschleunig.)

2.2 Personenwagen

Hauptziele der Aerodynamik:

- Reduzierung Kraftstoffverbrauch, Emissionen
- Reduzierung Seitenwindempfindlichkeit
- Sicherstellung der Motorkühlung, Limitierung der Bauteiltemperaturen
- Verminderung von Schmutzablagerungen im Durchsichtsbereich
- Fahrgastraumkonditionierung (A/C) und Geräuschminderung

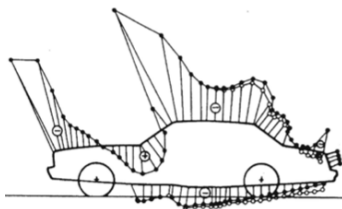
2.2.1 Aerodynamik der Grundform

Die widerstandsgünstigste Form bei kleinem Bodenabstand ein Halbkörper. Anfügen von unverschalten Rädern verdoppelt ca. den Widerstand

Fahrzeugformen

- Stufenheck: siehe 3.9
- Schrägheck: Erzeugt einen grossen Auftrieb, Giermoment wächst grösserer Seitenanströmung nicht mehr an, grosses negatives Längsmoment
- Vollheck: Reagiert etwas empfindlicher bezüglich Widerstandsanstieg durch Schräganströmung, wesentlich kleinerer Auftrieb, grösster Anstieg der Seitenkraft mit Schräganströmung, kleinster Hinterachsauftrieb

Druckverteilung



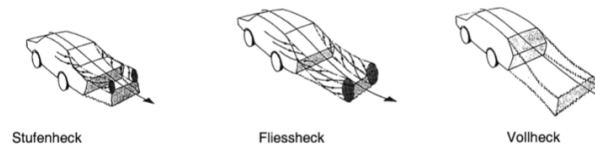
2.2.2 Komponentengestaltung

Farzeugsfrent: Annäherung - Quader / Tiefliegender Stau-punkt = weniger Widerstand

Frontscheibe: Je flacher desto günstiger für Widerstand und Auftrieb. Grenzen durch Aufheizung des Innenraums und Son-nereflexionen

Dach: Übergang Front-Heck, mit leichter Verwölbung sinkt der Widerstand, bei starker Verwölbung steigt Anströmfläche

Fahrzeugheck: Geprägt von Ablösung, verschiedene Heck-typen: Stufenheck, Schrägheck, Vollheck



Unterboden: Durch glatte Unterbodengestaltung kann eine Widerstandsreduktion von bis zu $\Delta c_W \approx -0.05$ erreicht werden. Mit einem Heckdiffusor kann der Hinterachsauftrieb gesenkt werden

Frontspoiler: Widerstandsverkleinerung, Vorderachsauftriebs-verkleinerung, Verbesserung der Kühlluftströmung

Heckspoiler: Widerstandsverringerung, Hinterachsauftrieb, Reduzierung der Heckverschmutzung

Durchströmung: Versorgt Motor und Fahrgastraum mit Luft, erzeugt Widerstand und Auftrieb (p. 3.22 ff)

Dachaufbauten: Verursachen immer einen Zusatzwiderstand. Sekundäreffekte können grosse Wirkung haben (Beeinflussung der Umströmung). Dachlasten können Widerstände im Be-reich um ein Drittel des Gesamtwiderstands erhöhen. Meist tritt durch Dachlasten eine Verringerung des Auftriebs durch gestörte Umströmung ein.

2.2.3 Verschmutzung und Benetzung

Können Fahrkomfort (Ästhetik und Verschmutzung beim Be- und Entladen) und Sicherheit (Sicht, Scheinwerfer) beein-trächtigen, werden durch aerodynamisch günstige Gestaltung vermieden

2.2.4 Windgeräusche

Werden erzeugt durch schnelle Druckschwankungen, die In-tensität hängt vom quadratischen Wert der Schwankung auf (RMS-Wert/ root-mean square): $RMS = \sqrt{\frac{1}{n} \sum x_i^2}$

Schalldruckpegel: $L_p = 10 \log(p/p_0)^2 = 20 \log(p/p_0) [dB]$
 $p_0 = 2 \cdot 10^{-4}$

- Hörbarer Bereich: 0 bis ca. 140dB
- Addition: Zwei gleiche Lärmquellen - Erhöhung um 3dB
- Verdopplung der Distanz: -6dB

Strouhal-Zahl: $S = f \cdot D / V_\infty$ (f : Frequenz, D : Dimension)
Im Bereich $1000 \leq Re \leq 10^5$ gilt $S \approx 0.2$

A-Säulen-Strömungslärm: Stärker auf der Wind abgewandten Seite

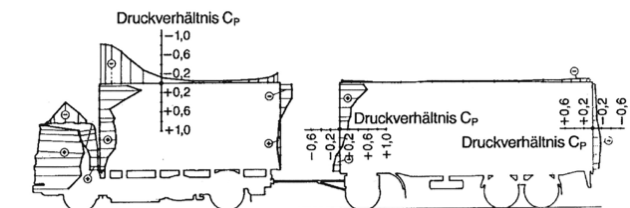
Kavitätslärm: Entsteht an Kavitäten wie Türübergängen oder Schiebedächern

Wirbellärm: Durch Heckwirbel oder Anbauten, Lärm ungefähr linear in Anströmgeschwindigkeit. Grössenordnung von 0.002 bis 0.03m

2.3 Nutzfahrzeuge

2.3.1 Lastkraftwagen

Symmetrische Anströmung: Starke Wechselwirkung zwi-schen Fahrerhaus und Nutzlastaufbau. Druckverlauf siehe Fig. 4.8, p. 4.6



Schräganströmung: Grosser Widerstand und Seitenkraft durch Durchströmung zwischen Fahrerhaus und Nutzlastaufbau. Reduktion um 10% Widerstand um 30% Seiten- oder Trennwänden erreicht werden. Widerstandsanteil siehe Fig. 4.12, p. 4.9.

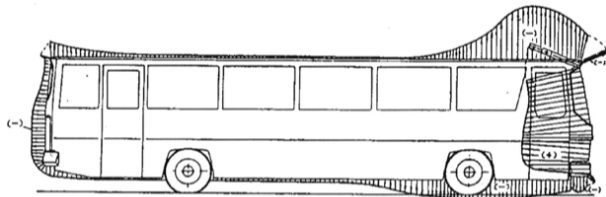
Formgestaltung:

- Geringe Raddurchmesser: Verminderung Widerstand
- Verrundung der Frontscheibe: Verminderung Widerstand (Verrundung der Kanten $> 150mm$)
- Im Bereich der Strömungsumlenkung keine Störquellen wie Türrufen.
- Seitenspiegel aerodynamisch ausgelegt oder durch Kameras ersetzt
- Oberflächenwiderstand bis zu 20%, deshalb benetzte Oberfläche glatt halten
- Gute Gestaltung von Stossstangen, Frontspoiler und Lufteinöffnungen
- Aerod. Optimierung des Fahrerhauses nicht isoliert betrachten

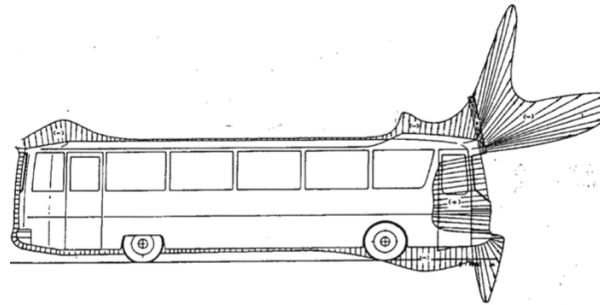
Widerstandsreduzierte Anbauteile: Auswirkungen auf den c_W siehe Fig. 4.16, p. 4.12

2.3.2 Busse

Typische Strömungs- und Druckverhältnisse: Meist quaderähnliche Formgebung aus Platzanspruchsgründen, trotzdem kleinere Optimierungen können c_W im Bereich der Personenvagen ($c_W \approx 0.3$) erreicht werden, siehe p. 4.15 ff



Strömung und Formgebung des Fahrzeugbuchs: Abrundung der Stirnradien um 150mm genügen um selbst mit vollständig stromlinienförmiger Optimierung kein wesentlicher Gewinn mehr zu erzielen



Strömung und Formgebung des Fahrzeughecks: Geprägt durch grossflächige Vollheckablösung. Verminderung durch seitliche und vertikale Formeinzüge. Diese Massnahme ist nur bei sauberer Seiten- und Dachströmung wirksam. Die Frontgestaltung beeinflusst diese Umströmung wesentlich!

2.4 Rennfahrzeuge

2.4.1 Grundlagen

Aerodynamische Relevanz:

- Hohe aerodynamische Abtriebskräfte vergrössern Adhäsion auf der Strasse
- Verbessertes Fahrverhalten durch bewusst gesteuerte Abtriebskräfte auf Vorder- und Hinterachsen
- Kleinerer Widerstand für erhöhte Spitzengeschwindigkeit
- Ausreichend Kühlluftzufuhr für Motor, Antriebskomp., Bremsen und Fahrer

Maximal fahrbare Geschwindigkeit in einer Kurve mit Radius r : $V_{max} = \sqrt{\mu_{lat,max} R (g - \rho V^2 A c_A / (2m))} = \sqrt{\mu_{lat,max} R (1 - F_A / (mg))}$

2.4.2 Tourenwagen

Tourenwagen sind von Serien-Personenwagen abgeleitete Rennfahrzeuge.

Optimierung: $(c_A / c_W)_{max}$, analog zur Gleitzahl

Typische Werte: $c_W \approx 0.35 - 0.45$, $c_A \approx -0.5$ bis -1.0 , $-c_A / c_W \approx 2 - 3$

Skirts: Unterdruck im Unterboden bewirkt Saugkraft, kann verstärkt werden durch Abdichtung zum Boden (Skirts)

Fahrzeugfront: Möglichst saubere Umströmung (ablösefrei). Gezielte Ablösung durch Spoiler im unteren Bugbereich. Bugform bestimmt weitgehend die Grösse des Vorderachsenantriebs und die Eintrittsbedingungen für die Unterbodenströmung.

Unterboden: Geprägt durch Bugform, seitliche Abdeckung im Heckdruck. Möglichst nahe am Boden oder gut abgedichtet zum Boden, möglichst glatt. Mit Optimierung kann eine Abtriebssteigerung (Hinterachse) bis zu 5% bei gleichzeitig geringerem Widerstand erzeugt werden

Heckflügel: Umströmter Körper in Bodennähe erzeugt im hinteren Bereich Auftrieb. Heckabtrieb ist daher wesentlich schwieriger als Frontabtrieb. Ein Heckflügel erzeugt Abtrieb (bei möglichst geringem Widerstand) und kann auch die Unterbodenströmung positiv beeinflussen (kleineres Druckniveau am Heck). Oft sehr komplexe Umströmung durch Störungen!

2.4.3 Rennfahrzeuge mit abgedeckten Rädern

Typische Werte: $c_W \approx 0.3 - 0.8$, $c_A \approx -1.0$ bis -3.0 , $-c_A / c_W \approx 2 - 4$

Fahrzeugfront: Saubere Strömungsgestaltung, grosser Vorderachsenantrieb, kleiner Bodenabstand (meist keine Frontspoiler nötig). Mittels seitlich angebrachten Strakes (Leitbleche) dienen oft zur Feinabstimmung bereits ausgeführter Modelle.

Unterboden: Möglichst hoher Unterdruck am Unterboden, glatte Oberfläche. Druckniveau am Unterboden wird weitgehend durch die Austrittsbedingung am Heck geprägt. Durch einen Heckdiffusor lässt sich der Druck im Heck weiter absenken.

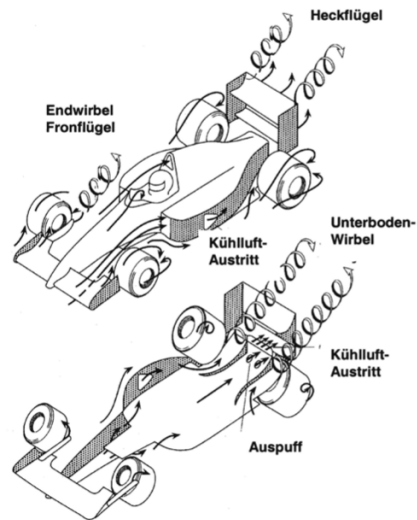
- Aktive Unterdruckerzeugung: Z.B. mittels Absaugen
- Passive Unterdruckerzeugung: Z.B. mittels Skirts

2.4.4 Rennfahrzeuge mit offenen Rädern

Typische Werte: $c_W \approx 0.8 - 1.5$, $c_A \approx -2.5$ bis -3.5 , $-c_A/c_W \approx 2 - 3$ Ungefähr die Hälfte des Abtriebs kommt von Front- und Heckflügel. Sehr komplexe Strömungsverhältnisse durch Wirbel im Radbereich.

Frontflügel: Bauvolumen oft beschränkt, trotzdem hoher Abtrieb, deshalb oft Hochabtriebskonfigurationen mit grosser Wölbung und Klappen. Der Frontflügel darf die Luftzufuhr zum Unterboden und den Kühlluftfluss nicht blockieren, deshalb meist Aussparungen in der Flügelmitte

Unterboden: Weniger uniforme Zuströmung als mit geschlossener Karosserie, nutzbare Bodenfläche ist kleiner. Optimale Einstellung durch Front- und Heckflügel stark beeinflusst. Unterboden mit Diffusor liefert grössere Abtriebswerte



Heckflügel: Sehr wirksame Heckflügel erforderlich, falls keine Diffusoren im Unterboden zulässig. Üblicherweise ein oberer, dreiteiliger Flügel und unterer, einteiliger Flügel.

Räder: Der Radwiderstand ist ein wesentlicher Bestandteil des Gesamtwiderstands (50% der Frontfläche durch Räder). Der Ablösepunkt beim rotierenden Rad verschiebt sich stromaufwärts. Der c_W eines rotierenden Rads wird dadurch kleiner.

Disclaimer

Diese Zusammenfassung basiert auf den persönlichen Notizen und Zusammenfassungen früherer Jahre. Fehler sind unvermeidbar und es besteht keine Garantie dass diese Zusammenfassung vollständig komplett ist.