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 = 191KPole (7km): T = 221K

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

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

Stratopause (\sim 50 km): T=273K

Mesosphäre (bis \sim 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 $\gamma=c_p/c_v$
- $\frac{\Delta \rho}{\rho} \approx \frac{1}{2} M^2$, Machzahl M = V/a

1.2 Standardatmosphäre

• H = 0m

- T = 288.15K, p = 1013HPa, $\rho = 1.225kg/m^3$, $q = 9.806m/s^2$
- 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

1.3.2 Flügelprofile

1.4 Widerstand

2 Einführung in die Fahrzeugaerodynamik

- 2.1 Grundlagen
- 2.2 Personenwagen
- 2.3 Nutzfahrzeuge

2.4 Rennfahrzeuge