

**Lösung, 2. Klausurteil**

(mit Hilfsmitteln - 80 Minuten - 24 Punkte)

**Aufgabe 2.1** (3 Punkte)

Ein Pilot ist mit der Seilbahn und seinem Drachen auf dem Weg zum Startplatz. An der Zwischenstation in 5000 ft beträgt der Luftdruck 843 hPa. Am Startplatz in 10000 ft beträgt die Lufttemperatur  $-5\text{ }^{\circ}\text{C}$ .

- Liegen Bedingungen gemäß der ISA vor? Welche Abweichungen von der ISA bestehen gegebenenfalls aktuell? Berücksichtigen Sie Druck und Temperatur bei Ihrer Antwort! Seien Sie großzügig, kleinste Abweichungen von der ISA bleiben gegebenenfalls unberücksichtigt.
- Ermitteln Sie Dichte und Druck am Startplatz!

**Aufgabe 2.2** (2 Punkte)

Ein Flugzeug hat eine Überziehgeschwindigkeit von 150 kt. Berechnen Sie den minimalen Kurvenradius bei einem Lastvielfachen von 2,5!

**Aufgabe 2.3** (5 Punkte)

Die A321XLR hat eine maximale Abflugmasse von 101000 kg. Das maximale Kraftstoffvolumen beträgt 36428 l (Kraftstoffdichte  $800\text{ kg/m}^3$ ). Die Reiseflugmachzahl ist 0,78. Wir unterstellen einen Flug in 11 km Höhe (Tropopause). Die Reichweite ist angegeben mit 4700 NM. Kraftstoffreserven sind dabei vorgesehen für 200 NM zum Ausweichflugplatz und für weitere 45 Minuten Flug mit Reiseflugmachzahl. Der spezifische Kraftstoffverbrauch, SFC der neuen Neo-Triebwerke beträgt  $14 \cdot 10^{-6}\text{ kg/(Ns)}$ . Berechnen Sie:

- die Fluggeschwindigkeit in 11 km Höhe,
- die maximale theoretische Reichweite,
- die Leertankmasse bei gegebenen Bedingungen,
- den Breguetfaktor,
- die Gleitzahl im Reiseflug.

**Aufgabe 2.4** (6 Punkte)

Ein Flugzeug hat einen Verbrauch von 3 kg pro Sitzplatz und 100 km. Von den Triebwerken ist bekannt, dass sie  $0,0238\text{ kg}$  an Stickoxiden ( $\text{NO}_x$ ) produzieren je kg Kraftstoff. Das Flugzeug fliegt in 36000 ft. Berechnen Sie: a) die  $\text{CO}_2$  Emissionen, b) die äquivalenten  $\text{CO}_2$  Emissionen, c) die prozentuale Aufteilung der äquivalenten  $\text{CO}_2$  Emissionen nach den Verursachern ( $\text{CO}_2$ ,  $\text{NO}_x$ , AIC)!

**Aufgabe 2.5** (8 Punkte)

Der Flug war "optimal" in FL 360 geplant mit einer Machzahl von 0,76. Nun soll aber zur Vermeidung einer SSR auf FL 320 gesunken werden. Sie wollen aerodynamisch "optimal" weiterfliegen. Unter Annahme der ISA, berechnen Sie: a) die neue Fluggeschwindigkeit, b) die neue Machzahl, c) um wieviel Prozent die Reichweite abnimmt!

Zu c) Wählen Sie das einfache Modell für den spezifischen Kraftstoffverbrauch:  $c = c_a V + c_b$ . Nutzen Sie die generischen Werte, die für die Konstanten  $c_a$  und  $c_b$  in der Vorlesung gegeben wurden.

# Lösung zur Klausur Flugmechanik, WS 2023/2024

## Aufgabe 2.1

a)

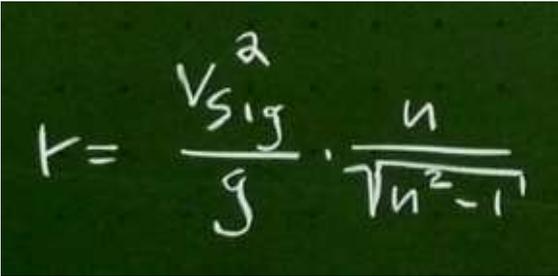
P\_ISA(5000 ft)            843 hPa            aus Tabelle  
 $\Delta p$                         0 hPa => ISA  
T\_ISA (10000 f            268 K            aus Tabelle    (-5 °C)  
 $\Delta T$                         0 K  
=>                        ISA-Bedingungen liegen vor!

b)

rho(10000 ft)            0.905 kg/m<sup>3</sup>            aus Tabelle  
p(10000 ft)            697 hPa            aus Tabelle

**Damit es schnell geht: Nur aus ISA-Tabelle ablesen. Nicht rechnen!**

## Aufgabe 2.2


$$r = \frac{V_{S1g}^2}{g} \cdot \frac{n}{\sqrt{n^2 - 1}}$$

$V_{S1g}$                     150 kt  
 $V_{S1g}$                     77.17 m/s

n                            2.5  
g                            9.81 m/s<sup>2</sup>  
r                            662.3 m                    =  $V_{S1g}^2 / g \cdot n / \text{WURZEL}(n^2 - 1)$

Fertige Gleichung aus der Vorlesung. Nur noch Werte einsetzen.

## Aufgabe 2.3

R	4700 NM	
	8704400 m	
R_alt	200 NM	
	370400 m	
a (11 km)	295 m/s	
M_CR	0.78	
V_CR	230 m/s	
R_hold	621270 m	
R_theo	9696070 m	= R_m+R_alt_m+R_hold_m

V_F	36.428 m <sup>3</sup>	
rho_F	800 kg/m <sup>3</sup>	
m_F	29142 kg/m <sup>3</sup>	= V_F*rho_F

m_MTO	101000 kg	
m_ZFM	71858 kg	= m_MTO-m_F

B	28481486 m	= R_theo/LN(m_MTO/m_ZFM)
---	------------	--------------------------

c	1.40E-05 kg/(Ns)	
---	------------------	--

E	17.0	= B*c_*g/V_CR
---	------	---------------

B	= V*E / (c*g)
---	---------------

Handwritten equation:  $R = \frac{VE}{cg} \ln \frac{m_1}{m_a}$  set

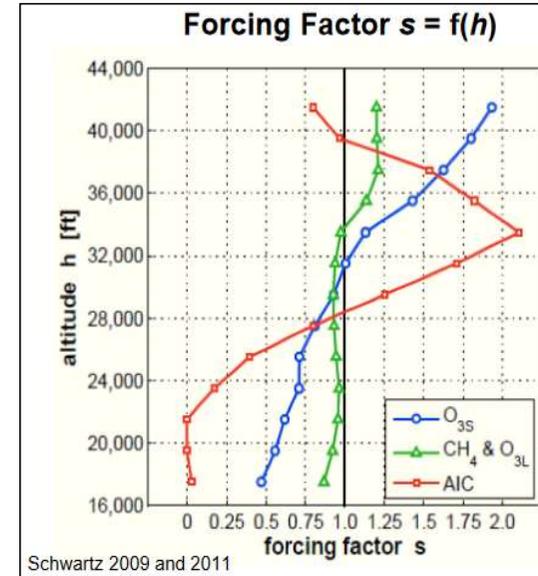
## Aufgabe 2.4

### Equivalent CO<sub>2</sub> Emissions (New Equation)

$$m_{CO_2,eq} = \frac{EI_{CO_2} \cdot f_{NM}}{n_{seat,typical}} \cdot CF_{midpoint,CO_2} + \frac{EI_{NO_x} \cdot f_{NM}}{n_{seat,typical}} \cdot CF_{midpoint,NO_x}$$

$$+ \frac{R_{NM} \cdot f_{NM}}{R_{NM} \cdot f_{NM,ref} \cdot n_{seat,typical}} \cdot CF_{midpoint,AIC}$$

$$f_{NM,ref} = 4,74 \text{ kg/km}$$



EI_CO2	3.15 kg/kg	Tabelle
EI_NOx	0.0238 kg/kg	gegeben
CF_CO2	1 -	per Definition

SGTP_CO2	3.58E-14 K/kg	Tabelle
SGTP_short_O3	7.97E-12 K/kg	Tabelle
SGTP_long_O3	-9.14E-13 K/kg	Tabelle
SGTP_CH4	-3.90E-12 K/kg	Tabelle
SGTP_contraails	1.37E-13 K/km	Tabelle
SGTP_cirrus	4.12E-13 K/km	Tabelle

H	36000 ft	Ablezen auf ...
S_O3_short	1.5	Diagramm
S_O3_long	1.16	Diagramm
S_CH4	1.16	Diagramm
S_AIC	1.75	Diagramm

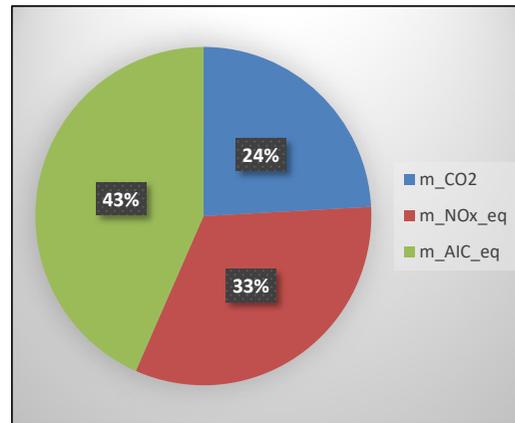
CF_NOx	178.0 -	= SGTP_short_O3/SGTP_CO2*S_O3_short+SGTP_long_O3/SGTP_CO2*S_O3_long+SGTP_CH4/SGTP_CO2*S_CH4
CF_AIC	26.84 kg/km	= SGTP_contraails/SGTP_CO2*S_AIC+SGTP_cirrus/SGTP_CO2*S_AIC

$$CF_{midpoint,NO_x}(h) = \frac{SGTP_{O_{3s},100}}{SGTP_{CO_2,100}} \cdot s_{O_3,S}(h) + \frac{SGTP_{O_{3L},100}}{SGTP_{CO_2,100}} \cdot s_{O_3,L}(h) + \frac{SGTP_{CH_4,100}}{SGTP_{CO_2,100}} \cdot s_{CH_4}(h)$$

$$CF_{midpoint,cloudiness}(h) = \frac{SGTP_{contraails,100}}{SGTP_{CO_2,100}} \cdot s_{contraails}(h) + \frac{SGTP_{cirrus,100}}{SGTP_{CO_2,100}} \cdot s_{cirrus}(h)$$

Species	Emission Index, EI (kg/kg fuel)
CO <sub>2</sub>	3,15

f/seat	0.03 kg/km/seat	gegeben	
f_ref	4.74 kg/km	Siehe oben. Fester Wert.	
m_CO2	<b>0.0945</b> kg/km/seat	= EI_CO2*f_seat*CF_CO2	<b>24.1%</b>
m_NOx_eq	0.1271 kg/km/seat	= EI_NOx*f_seat*CF_NOx	32.5%
m_AIC_eq	0.1699 kg/km/seat	= f_seat/f_ref*CF_AIC	<b>43.4%</b>
m_CO2_eq	<b>0.3914</b> kg/km/seat	= m_CO2+m_NOx_eq+m_AIC_eq	100.0%
	39.1 kg/100km/seat		



Species	SGTP <sub>i,100</sub>
CO <sub>2</sub> (K/kg CO <sub>2</sub> )	$3,58 \cdot 10^{-14}$
Short O <sub>3</sub> (K/kg NO <sub>x</sub> )	$7,97 \cdot 10^{-12}$
Long O <sub>3</sub> (K/NO <sub>x</sub> )	$-9,14 \cdot 10^{-13}$
CH <sub>4</sub> (K/kg NO <sub>x</sub> )	$-3,90 \cdot 10^{-12}$
Contrails (K/NM)	$2,54 \cdot 10^{-13}$
Contrails (K/km)	$1,37 \cdot 10^{-13}$
Cirrus (K/NM)	$7,63 \cdot 10^{-13}$
Cirrus (K/km)	$4,12 \cdot 10^{-13}$

Diese Aufgabe war angekündigt. Studierende hatten die Gelegenheit sich eine Excel-Tabelle zur Aufgabe zu erstellen.

## Aufgabe 2.5

T_0	288.15 K	ISA
c_a	3.38E-08 kg/(Ns)/(m/s)	Vorlesung
c_b_0	1.04E-05 kg/(Ns)	Vorlesung
FL 360		
rho_360	0.3652 kg/m <sup>3</sup>	ISA
a_360	295.2 m/s	ISA
M_360	0.76	gegeben
V_360	224.3 m/s	= a_360*M_360
T_360	216.8 K	ISA
c_b_360	9.02E-06 kg/(Ns)	= c_b_0*WURZEL(T_360/T_0)
c_360	1.66E-05 kg/(Ns)	= c_a*V_360+c_b_360
FL 320		
rho_320	0.4255 kg/m <sup>3</sup>	ISA
V_320	207.8 m/s	= V_360*WURZEL(rho_360/rho_320)
a_320	300.5 m/s	ISA
M_320	0.69	= V_320/a_320
T_320	224.75 K	ISA
c_b_320	9.18E-06 kg/(Ns)	= c_b_0*WURZEL(T_320/T_0)
c_320	1.62E-05 kg/(Ns)	= c_a*V_320+c_b_320
R_320/R_360	0.982	= V_320/T_360*c_360/c_320
Delta_R	1.8%	

$$c_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho v^2 S}$$

Flug bei gleichem Auftriebsbeiwert in jeder Höhe!

$$R = \frac{VE}{cg} \ln \frac{m_1}{m_2} \quad \text{Jet}$$

aus Breguet'scher Reichweitengleichung

Abnahme der Reichweite.  
 Dabei nicht berücksichtigt, die verbesserte Aerodynamik (induzierter Widerstand) durch geringere Machzahl.  
 Die Abnahme der Reichweite (bzw. Zunahme des Kraftstoffverbrauchs) wäre also noch geringer!

Zu:

$$c = c_a * V + c_b$$

siehe:

<https://purl.org/aero/M2017-07-15>