



## Lösung zur Klausur Flugzeugentwurf SS 03

Datum: 03.07.2003

### 1. Klausurteil

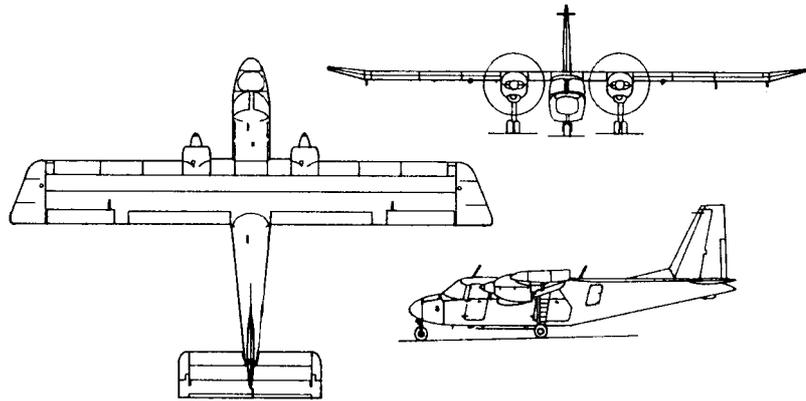
1.1) Nennen Sie die entsprechende Bezeichnung folgender Luftfahrtausdrücke in deutscher Sprache.

1. loiter	Warteflug
2. seaplane	Wasserflugzeug
3. wave drag	Wellenwiderstand
4. pressure drag	Druckwiderstand
5. form drag	Formwiderstand
6. induced drag	induzierter Widerstand
7. profile drag	Profilwiderstand
8. friction drag	Reibungswiderstand
9. drag coefficient	Widerstandsbeiwert
10. position of maximum camber	Wölbungsrücklage
11. preliminary design	Vorentwicklung
12. slat	Vorflügel

1.2) Nennen Sie die entsprechende Bezeichnung folgender Luftfahrtausdrücke in englischer Sprache. Schreiben Sie deutlich, denn falsche oder unleserliche Schreibweise ergibt Punktabzug!

1. V-Form	dihedral
2. negative V-Form	anhedral
3. V-Leitwerk	V-tail; butterfly tail
4. V-Winkel	dihedral angle
5. Verdichtungsstoß	shock wave
6. gestreckte Version eines Flugzeugs	stretch
7. verkürzte Version eines Flugzeugs	shrink
8. Vorderkante	leading edge
9. Windgeschwindigkeit	wind speed
10. Wölbung	camber
11. Zuladung	useful load
12. Zulassung	certification

- 1.3) Gezeigt ist die Dreiseitenansicht einer Britten-Norman Islander. Nennen Sie 4 besondere Merkmale dieser Konfiguration und diskutieren Sie kurz die Vor- und Nachteile der Merkmale bzw. nennen Sie die aus den Merkmalen folgenden Konsequenzen für den Flugbetrieb!



BRITTEN-NORMAN BN-2A ISLANDER

Beispielantwort:

- a) **ungepfeilter Flügel**  
 Vorteil: höherer Auftriebsbeiwert, geringeres Gewicht  
 Nachteil: geringere Machzahl des Widerstandsanstiegs
- b) **große Flügelfläche**  
 Vorteil: gute Langsamflugeigenschaften, kurze Start- und Landestrecken  
 Nachteil: Flügel ist schwer
- c) **Hochdecker**  
 Vorteil: Rumpf niedrig über dem Boden, einfaches Beladen möglich, Freigängigkeit für Triebwerke und Flügelspitzen gewährleistet  
 Nachteil: langes flügelmontiertes Fahrwerk
- d) **rechteckiger Rumpfquerschnitt**  
 Vorteil: geräumiger Innenraum (bei gegebenem Rumpfquerschnitt)  
 Nachteil: kein Druckrumpf (nur geringe Flughöhen möglich)

- 1.4) Nennen Sie 5 Parameter, die Anforderungen an ein ziviles Transportflugzeug darstellen!

Nutzlast, Reichweite, Landestrecke, Startstrecke, Steigrate im 2. Segment, Steigrate beim Durchstarten

- 1.5) Beschreiben Sie kurz die Aufgabe des Flugzeugentwurfs. Gehen Sie dabei ein auf die Begriffe „Anforderung“, „Randbedingung“ und „Entwurfsziel“.

Die **Aufgabe des Flugzeugentwurfs** besteht darin, die Entwurfsparameter so zu bestimmen, dass 1. die **Anforderungen** und **Randbedingungen** erfüllt sind (dann haben wir einen zulässigen Entwurf) und darüber hinaus 2. die **Entwurfsziele** bestmöglich erfüllt werden (dann haben wir einen optimalen Entwurf).

- 1.6) Beschreiben Sie kurz das Vorgehen des „Dimensionierungsverfahrens“ (preliminary sizing) nach LOFTIN!

Die Anforderungen an einen Jet (Landestrecke, Startstrecke, Steigrate im 2. Segment, Steigrate beim Durchstarten, Machzahl im Reiseflug) werden mathematisch umgeformt und ausgedrückt in Form: Schub-Gewichtsverhältnis als Funktion der Flächenbelastung. Es wird ein Diagramm gezeichnet, das diese Funktionen aufnimmt. Das entstehende Entwurfsdiagramm ermöglicht eine Optimierung des Schub-Gewichtsverhältnis und der Flächenbelastung des Jets unter Berücksichtigung der Anforderungen. Ziel ist es, ein möglichst geringes Schub-Gewichtsverhältnis zu erhalten (erste Priorität) bei hoher Flächenbelastung (zweite Priorität). Nach einer Schätzung des Betriebsleermassenteils und des Kraftstoffmassenteils ergeben sich die ersten Entwurfsparameter: Abflugmasse, Betriebsleermasse, Landemasse, Flügelfläche und Triebwerksschub. Weiterhin ist aus dem Dimensionierungsverfahren die Reiseflughöhe bekannt.

- 1.7) Ein Doppeltrapezflügel hat im Innenflügel eine Zuspitzung ( $\lambda$ ) von 0,5 und im Außenflügel eine Zuspitzung von 0,4. Die Flügeltiefe an der Flügelwurzel beträgt 8 m. Der Kink liegt bei der Hälfte der Spannweite. Die Spannweite beträgt 40 m. Berechnen Sie die Zuspitzung des gesamten Flügels. Berechnen Sie die Flügeltiefe am Kink und an der Flügelspitze. Berechnen Sie die Flügelfläche und geben Sie einen groben Wert für die Streckung an!

Siehe unten.

- 1.8) Nennen Sie die BREGUETsche Reichweitengleichung für ein Propellerflugzeug!

$$R = \frac{L/D \eta}{SFC_p g} \ln \frac{m_1}{m_2}$$

- 1.9) Definieren Sie den Begriff „Reichweitenflexibilität“!

Reichweitenflexibilität = Reichweite / durchschnittliche Flugstrecke

- 1.10) Welcher Wert wird bei Kurz- und Mittelstreckenflugzeugen im Flugzeugentwurf in etwa angenommen für die Masse eines Passagiers einschließlich seines Gepäcks?

93 kg

- 1.11) Welche Nutzlast kann ein Flugzeug auf einem Flug transportieren, der eine Flugstrecke umfasst, die die Überführungsreichweite voll ausnutzt?

0 kg

- 1.12) Ein strahlgetriebenes Flugzeug hat eine maximale Startmasse von 7900 kg und ist für die Beförderung von weniger als 19 Passagieren vorgesehen. Welche Bauvorschrift der JAA ist anzuwenden?

JAR-25

- 1.13) Was versteht man unter der Geschwindigkeit  $V_2$ ?

JAR-1: "V2 means take-off safety speed".  $V_2$  ist die Sicherheitsstartgeschwindigkeit, die beim Überflug über das imaginäre Hindernis (35 ft bzw. 50 ft) am Ende der Startstrecke erreicht sein muss. Im 2. Segment wird dann mit mindestens  $V_2$  geflogen.

- 1.14) Welche Steigrate ist nach dem Einfahren des Fahrwerks für „Large Aeroplanes“ mit zwei Triebwerken bei einem Triebwerksausfall nach dem Start nachzuweisen?

2,4 %

- 1.15) Bei der Berechnung des „äquivalenten Oberflächenwiderstandes“ wird lediglich die benetzte Fläche des Flugzeugs benötigt und ein Parameter, der aus statistischen Betrachtungen für verschiedene Flugzeugkategorien bekannt ist. Nach welcher einfachen Gleichung erfolgt dabei die Berechnung des Beiwertes des Widerstandes bei Nullauftrieb  $C_{D0}$ ?

$$C_{D,0} = C_{fe} \frac{S_{wet}}{S_W}$$

- 1.16) Die Fläche des Höhenleitwerkes kann mit dem „Leitwerksvolumenbeiwert“ ermittelt werden. Wie lautet die entsprechende Gleichung zur Berechnung der Fläche des Höhenleitwerkes? Wie werden im frühen Flugzeugentwurf die erforderlichen Eingangsparameter in dieser Gleichung bestimmt?

$$C_H = \frac{S_H l_H}{S_W c_{MAC}} \Rightarrow S_H = \frac{C_H S_W c_{MAC}}{l_H}$$

dabei stammt  $C_H$  aus der Flugzeugstatistik;  $l_H$  wird aus der Rumpflänge abgeschätzt.

- 1.17) Unter Berücksichtigung nur der Haupteinflussgrößen: Wie werden die Wartungskosten eines Flugzeugs berechnet?

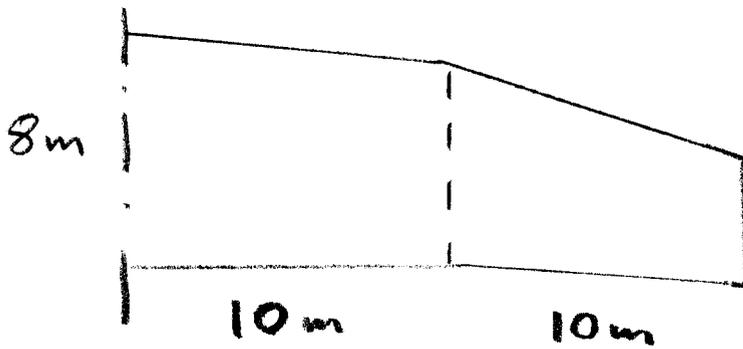
Wartungskosten = Arbeitszeit x Stundensatz + Materialkosten

- 1.18) Wie viel kostet etwa „ein kg Flugzeug“ (Auslieferungspreis) eines großen Passagierflugzeugs bezogen auf seine maximale Startmasse!

$$\frac{P_{delivery}}{m_{MTO}} \approx 500 \frac{\text{US\$}}{\text{kg}}, \quad \text{für Kurz- und Mittelstreckenflugzeuge,}$$

$$\frac{P_{delivery}}{m_{MTO}} \approx 350 \frac{\text{US\$}}{\text{kg}}, \quad \text{für Langstreckenflugzeuge.}$$

## Aufgabe 1.7



$$\lambda_i = \frac{c_k}{c_r} \quad c_k = c_r \cdot \lambda_i = 8\text{m} \cdot 0.5 = 4\text{m} //$$

$$\lambda_o = \frac{c_t}{c_k} \quad c_t = c_k \cdot \lambda_o = 4\text{m} \cdot 0.4 = 1.6\text{m} //$$

$$\lambda = \lambda_i \cdot \lambda_o = 0.2 //$$

$$S_i = 10\text{m} \cdot \frac{8\text{m} + 4\text{m}}{2} \cdot 2 = 120\text{m}^2$$

$$S_o = 10\text{m} \cdot \frac{4\text{m} + 1.6\text{m}}{2} \cdot 2 = 56\text{m}^2$$

$$S = 176\text{m}^2 //$$

$$A = \frac{b^2}{S} = \frac{1600}{176} \approx 9 //$$

**Anhang A : Aufgabe 2.1**

Nutzen Sie dieses Berechnungsschema zum Lösen von Aufgabe 2.1. Berechnungsschritte, die bei der hier gegebenen Aufgabe nicht erforderlich sind, streichen Sie bitte. Die Parameter, die in Aufgabe 2.1 gegeben sind haben Priorität gegenüber den Standardwerten dieses Berechnungsschemas.

**Berechnungsschema zur Flugzeug-Dimensionierung**  
(preliminary sizing)  
**für Strahlverkehrsflugzeug und Business Jets**  
**Zulassungsbasis: JAR-25 bzw. FAR Part 25**

**Flächenbelastung aus der Forderung zur Landestrecke**

<i>Forderung:</i>	Sicherheitslandestrecke:	$s_{LFL}$	= 1173 m
<i>Forderung:</i>	Dichteverhältnis bei der Landung:	$\sigma$	= 1
<i>Statistik:</i>	Faktor, Landestrecke:	$k_L$	= 0,107 kg/m <sup>3</sup>
	Tipp: $k_L = 0,107 \text{ kg/m}^3$		
<i>Gewählt:</i>	maximaler Auftriebsbeiwert, Landung:	$C_{L,max,L}$	= 3,5
<i>Gewählt:</i>	max. Landemasse / max. Startmasse:	$m_{ML} / m_{MTO}$	= 1,0

Flächenbelastung aus Forderung zur Sicherheitslandestrecke:

$$m_{MTO} / S_W \leq \frac{k_L \cdot \sigma \cdot C_{L,max,L} \cdot s_{LFL}}{m_{ML} / m_{MTO}} = 439 \text{ kg/m}^2$$

**Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderung zur Startstrecke**

<i>Forderung:</i>	Sicherheitsstartstrecke:	$s_{TOFL}$	= 1564 m
<i>Forderung:</i>	Dichteverhältnis beim Start:	$\sigma$	= 1
<i>Statistik:</i>	Faktor, Startstrecke:	$k_{TO}$	= 2,34 m <sup>3</sup> /kg
	Tipp: $k_{TO} = 2,34 \text{ m}^3/\text{kg}$		
<i>Gewählt:</i>	maximaler Auftriebsbeiwert, Start:	$C_{L,max,TO}$	= 2,8

Schub-Gewichtsverhältnis / Flächenbelastung aus Forderung zur Sicherheitsstartstrecke:

$$a = \frac{T_{TO} / (m_{MTO} \cdot g)}{m_{MTO} / S_W} \geq \frac{k_{TO}}{s_{TOFL} \cdot \sigma \cdot C_{L,max,TO}} = 0,000534 \text{ m}^2/\text{kg}$$

Zum Zeichnen der Geraden zur Startstrecke in das Entwurfsdiagramm:

Für  $m_{MTO} / S_W = 600 \text{ kg/m}^2$  :  $T_{TO} / (m_{MTO} \cdot g) = 0,32$

**Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderung zum Steiggradienten im 2. Segment**

Forderung zum Steiggradienten  $\sin \gamma$  nach JAR-25 bzw. FAR Part 25

$n_E$	$\sin \gamma$
2	0,024
3	0,027
4	<u>0,030</u>

<i>Gewählt:</i>	Anzahl der Triebwerke (mindestens 2):	$n_E$	= 4
<i>Gewählt:</i>	Gleitzahl im 2. Segment:	$E$	= 7,68

Schub-Gewichtsverhältnis aus Forderung zum Steiggradienten im 2. Segment:

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \geq \left( \frac{n_E}{n_E - 1} \right) \cdot \left( \frac{1}{E} + \sin \gamma \right) = 0,214$$

**Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderung zum Steiggradienten beim Durchstarten**  
 Forderung zum Steiggradienten  $\sin \gamma$  nach JAR-25 bzw. FAR Part 25:

$n_E$	$\sin \gamma$
2	0,021
3	0,024
4	<u>0,027</u>

Gewählt: Gleitzahl beim Durchstarten:  $E = 7,35$

Schub-Gewichtsverhältnis aus Forderung zum Steiggradienten beim Durchstarten:

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \geq \left( \frac{n_E}{n_E - 1} \right) \cdot \left( \frac{1}{E} + \sin \gamma \right) \cdot \frac{m_{ML}}{m_{MTO}} = 0,217$$

**Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderung zum Reiseflug und zur Steigzeit**

Berechnung der Parameter ( $h_{CR}$  in km)

$h_{CR}$	Reiseflug			
	$p(h_{CR})$	$m_{MTO} / S_W$	$T_{CR} / T_{TO}$	$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g}$
in km	in Pa	in kg/m <sup>2</sup>	-	-
10	26500	439	0,2565	0,235
11	22700	375	0,2233	0,270
12	19399	321	0,1901	0,317
13	16579			
14	14170			

Berechnen der Parameter der Tabelle zum Reiseflug

Forderung: Reiseflugmachzahl:  $M = 0,73$

Gewählt: Nebenstromverhältnis (BPR):  $\mu = 5$

• Flächenbelastung aus Forderungen im Reiseflug:

$$\frac{m_{MTO}}{S_W} = \frac{C_L \cdot M^2}{g} \cdot \frac{\gamma}{2} \cdot p(h) \quad \gamma = 1,4 \quad g = 9,81 \text{ m/s}^2 \quad C_L = 0,436$$

• Schub im Reiseflug / Startschub:  $T_{CR} / T_{TO}$  :

$$\frac{T_{CR}}{T_{TO}} = (0,0013 \mu - 0,0397) \frac{1}{\text{km}} h_{CR} - 0,0248 \mu + 0,7125$$

• Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderungen zum Reiseflug:

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \frac{1}{(T_{CR} / T_{TO}) \cdot E}$$

**Zeichnen und Auswerten des Entwurfsdiagramms**

Ablese: Entwurfspunkt:  $\frac{m_{MTO}}{S_w} = 439 \text{ kg/m}^2$

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = 0,235$$

Die Reiseflughöhe  $h_{CR}$  wird interpoliert aus der Tabelle oder errechnet aus:

$$\frac{T_{CR}}{T_{TO}} = \frac{1}{\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \cdot E} = 0,2565$$

$$h_{CR} = \frac{T_{CR}/T_{TO} + 0,0248 \mu - 0,7125}{0,0013 \mu - 0,0397} \text{ km} = 10000 \text{ m}$$

Temperatur in Reiseflughöhe  $T$ :

Falls  $h_{CR} \geq 11 \text{ km} = 36089 \text{ ft}$ :  $T = 216,65 \text{ K}$

Falls  $h_{CR} < 11 \text{ km} = 36089 \text{ ft}$ :  $T = T_0 + \frac{dT}{dh} \cdot h_{CR}$       $T_0 = 288,15 \text{ K}$       $\frac{dT}{dh} = -6,5 \frac{\text{K}}{\text{km}}$

$$T = 223 \text{ K}$$

Schallgeschwindigkeit in Reiseflughöhe  $a$ :

$$a = a_0 \sqrt{T/T_0} = 299 \text{ m/s} \quad a_0 = 340,294 \text{ m/s}$$

Reisefluggeschwindigkeit  $V$ :

$$V = M \cdot a = 219 \text{ m/s}$$

**Kraftstoffanteil**  $m_F / m_{MTO}$

Forderung: Reichweite:  $R = 1104 \text{ NM}$

Forderung: Entfernung zum Ausweichflugplatz:  $R_a = 200 \text{ NM} = 370400 \text{ m}$

Forderung: "domestic reserves" (Kurz- und Mittelstreckenflugzeuge) oder  
"international reserves" (Langstreckenflugzeuge)

Erforderliche zusätzliche Flugstrecke zur Berechnung der Kraftstoffreserven  $R_{res}$ :

domestic reserves FAR Part 121:  $R_{res} = R_a = 200 \text{ NM}$

international reserves FAR Part 121:  $R_{res} = 0,10 R + R_a =$

oder international reserves nach üblicher Auslegung:  $R_{res} = 0,05 R + R_a =$

Reichweitenfaktor  $B_s$ :

$$B_s = \frac{E \cdot V}{c \cdot g} = 2,31 \cdot 10^7 \text{ m}$$

Treibstoffmassenanteil des Missionssegmentes (*mission segment mass fraction*) der Auslegungsreichweite  $R$ :

$$M_{ff,CR} = e^{-\frac{R}{B_s}} = 0,915$$

Treibstoffmassenanteil des Missionssegmentes (*mission segment mass fraction*) für die erforderliche zusätzliche Reserveflugstrecke  $R_{res}$  (die Kraftstoffreserven werden vereinfachend mit den Parametern  $E$ ,  $V$ ,  $c$  des Reisefluges berechnet):

$$M_{ff,RES} = e^{-\frac{R_{res}}{B_s}} = 0,984$$

Erforderliche Flugzeit im Warteflug (loiter)  $t$  nach FAR Part 121:

domestic reserves:  $t = 2700$  s

international reserves:  $t = 1800$  s

Zeitfaktor  $B_t$ :

$$B_t = \frac{B_s}{V} = 1,0548 \cdot 10^5 \text{ s}$$

Treibstoffmassenanteil des Missionssegmentes (*mission segment mass fraction*) für erforderliche Flugzeit im Warteflug  $M_{ff,LOI}$ :

$$M_{ff,LOI} = e^{-\frac{t}{B_t}} = 0,975$$

Treibstoffmassenanteile der Missionssegmente (*mission segment mass fractions*)

Flugphase	Index	$M_{ff,flightphase}$	
		Strahlver- kehrsf- flugzeug	Business Jet
take-off	TO	0,995	0,995
climb	CLB	0,998	0,998
descent	DES	0,990	0,990
landing	L	0,992	0,992

Treibstoffmassenanteil (*mass fuel fraction*)  $M_{ff}$  für die Mission zur Flugzeugauslegung:

1.) Standardflug: Start, Steigflug, Auslegungsreichweite  $R$ , Sinkflug, Landung

$$M_{ff,std} = M_{ff,TO} \cdot M_{ff,CLB} \cdot M_{ff,CR} \cdot M_{ff,DES} \cdot M_{ff,L} = 0,892$$

2.) Flug zum Ausweichflugplatz: Steigflug, Reserveflugstrecke  $R_{res}$ , Warteflug, Sinkflug:

$$M_{ff,res} = M_{ff,CLB} \cdot M_{ff,RES} \cdot M_{ff,LOI} \cdot M_{ff,DES} = 0,948$$

3.) Gesamtflug aus 1.) und 2.)

$$M_{ff} = M_{ff,std} \cdot M_{ff,res} = 0,846$$

Kraftstoffanteil

$$m_F / m_{MTO} = 1 - M_{ff} = 0,154$$

**Berechnung der Entwurfsparameter**

Maximale Abflugmasse

$$m_{MTO} = \frac{m_{PL}}{1 - \frac{m_F}{m_{MTO}} - \frac{m_{OE}}{m_{MTO}}} = 42811 \text{ kg}$$

$$\text{Maximale Landemasse} \quad m_{ML} = m_{MTO} \frac{m_{ML}}{m_{MTO}} = 42811 \text{ kg}$$

$$\text{Betriebsleermasse} \quad m_{OE} = m_{MTO} \frac{m_{OE}}{m_{MTO}} = 24745 \text{ kg}$$

$$\text{Flügelfläche} \quad S_W = m_{MTO} / \left( \frac{m_{MTO}}{S_W} \right) = 97,5 \text{ m}^2$$

$$\text{Schub (alle Triebwerke zusammen)} \quad T_{TO} = m_{MTO} \cdot g \cdot \left( \frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \right) = 98,7 \text{ kN}$$

### Überprüfung der maximalen Landemasse $m_{ML}$

Die maximale Landemasse muss mindestens eine Landung des voll beladenen Flugzeugs ( $m_{PL} = m_{MPL}$ ) plus Reservekraftstoff erlauben!

Die maximale Leertankmasse (maximum zero fuel):

$$m_{MZF} = m_{OE} + m_{MPL} = 36202 \text{ kg}$$

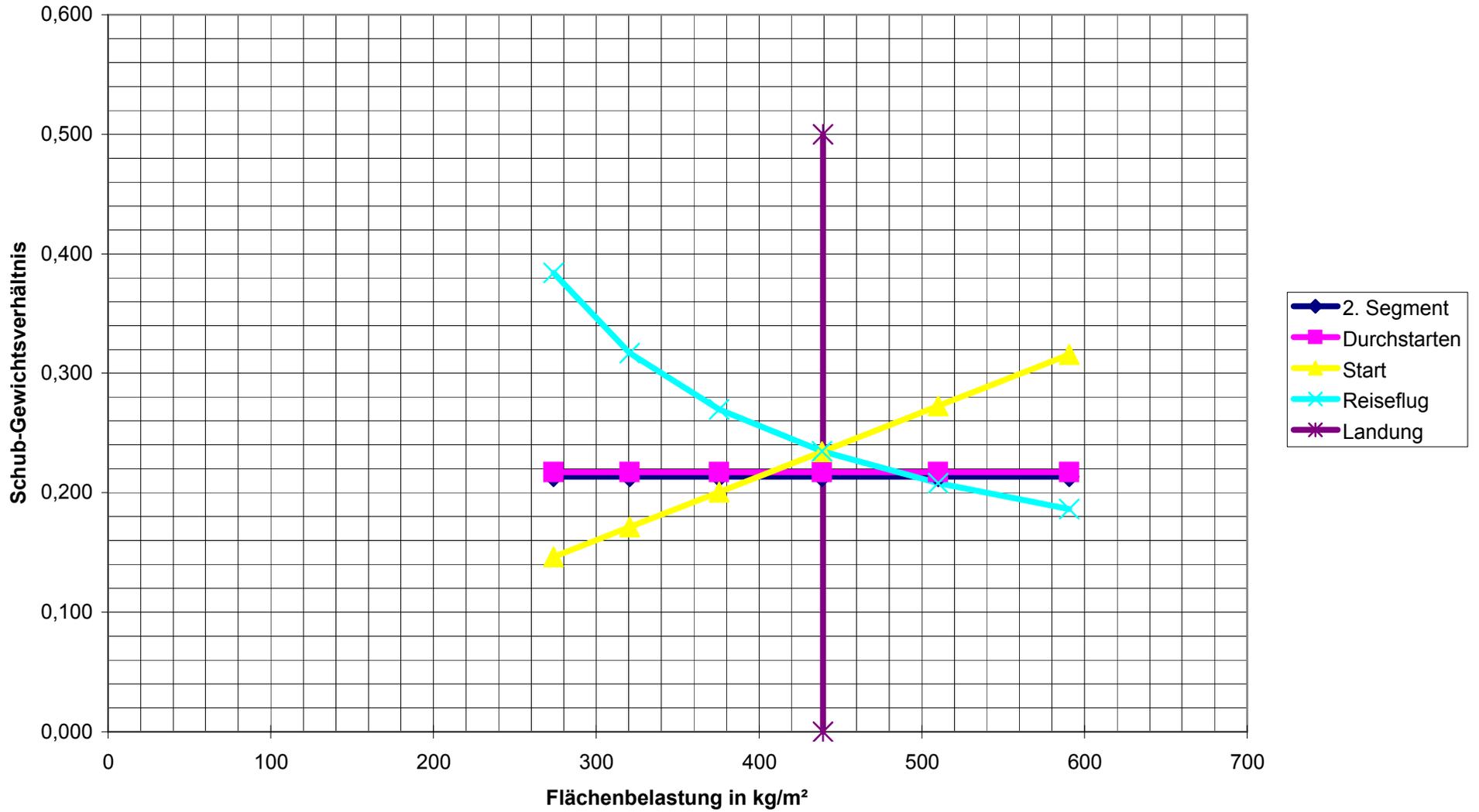
Die Masse des Reservekraftstoffes ist

$$m_{F, res} = m_{MTO} (1 - M_{ff, res}) = 2226 \text{ kg}$$

$$m_{ML} \geq m_{MZF} + m_{F, res}$$

$$42811 \text{ kg} \geq 38428 \text{ kg} \quad \text{o.k.? } \textcircled{\text{ja}} \quad \text{nein}$$

# Entwurfsdiagramm



## Aufgabe 2.2

$$M_{DD, \text{eff}} = M_{DD} \cdot \sqrt{\cos \rho_{25}} = 0.85 \cdot \sqrt{\cos 30^\circ}$$
$$= 0.791$$

$$K_m = 1.2 \quad c_L = 0.5$$

$$\frac{t}{c} = 0.3 \cdot \cos \rho_{25} \left\{ \left[ 1 - \left( \frac{5 + M_{DD, \text{eff}}^2}{5 + (K_m - 0.25 \cdot c_L)^2} \right)^{3.5} \right] \cdot \frac{\sqrt{1 - M_{DD, \text{eff}}^2}}{M_{DD, \text{eff}}^2} \right\}^{2/3}$$

$$\frac{t}{c} = 0.3 \cdot \cos 30^\circ \cdot \{ 0.2703 \cdot 0.9777 \}^{2/3} = 0.107$$

$$\frac{t}{c} = 10.7\%$$

# Aufgabe 2.3

$$\alpha_0 = -0.05236$$

$$\epsilon_t = -0.08727$$

$$\dot{\alpha}_w = \frac{C_{L,CR}}{C_{L\alpha}} + \alpha_0 - 0.4 \cdot \epsilon_t$$

$$m \cdot g = \frac{1}{2} \rho v^2 \cdot C_{L,CR} \cdot S$$

$$v = M \cdot a$$

$$= 0.8 \cdot 295 \text{ m/s}$$

$$= 236 \text{ m/s}$$

$$C_{L,CR} = \frac{2mg}{\rho \cdot v^2 \cdot S}$$

$$= \frac{2 \cdot 40000 \text{ kg} \cdot 9.81 \text{ N/kg} \cdot \text{m}^3 \cdot \text{s}^2}{0.316 \text{ kg} \cdot 236^2 \text{ m}^2 \cdot 80 \text{ m}^2} = 0.557$$

$$C_{L\alpha} = \frac{2\pi A}{2 + \sqrt{A^2 (1 + \tan^2 \beta_{50} - M^2) + 4}}$$

$$\tan \beta_{50} = \tan \beta_{25} - \frac{4}{A} \left[ 0.25 \cdot \frac{1-2}{1+2} \right]$$

$$\Rightarrow \beta_{50} = 27.05^\circ$$

$$C_{L\alpha} = \frac{2\pi \cdot 10}{2 + \sqrt{10^2 (1 + \tan^2 27.05^\circ - 0.8^2) + 4}}$$

$$= 6.203$$

$$\dot{\alpha}_w = \frac{0.557}{6.203} + (-0.05236) + 0.4 \cdot 0.08727$$

$$= 0.0723 = 4.1^\circ //$$

# Aufgabe 2.4

$$\Delta \gamma = 26.0 \cdot \frac{t}{c} = 3.12\%$$

$$C_{L,max, clean} = (C_{L,max})_{base} + \Delta_1 C_{L,max} + \Delta_2 C_{L,max} + \Delta_3 C_{L,max}$$

$\nearrow 0$   
 $\nearrow 0$

$$= 1.58 + 0.1 = 1.68 //$$

$$\delta_F = 45^\circ //$$

$$\Delta C_{L,max, f} = K_1 \cdot K_2 \cdot K_3 \cdot (\Delta C_{L,max})_{base}$$
$$= 1 \cdot 1 \cdot 1 \cdot 1.3 = 1.3 //$$

A > 2.9 ✓

$$C_{L,max, clean} = \left( \frac{C_{L,max}}{C_{L,max}} \right) \cdot C_{L,max, clean} + \Delta C_{L,max}$$

$L_0$ , wegen  
 $M=0.2$

$$= 0.79 \cdot 1.68 = 1.33$$

$$\Delta C_{L,max, f} = \Delta C_{L,max, f} \cdot \frac{S_{w, f}}{S_w} \cdot K_{\Lambda}$$

$\downarrow$ , weil  
ganze Hinterkante

$$= 1.3 \cdot 0.868 = 1.13$$

$$C_{L,max} = 1.33 + 1.13 = 2.46 //$$

ganzer Flügel  
mit  $\delta_F = 45^\circ$

## Aufgabe 2.5

Nach Zeichnung:  $L_a = 6,7 \text{ cm}$   
 $b = 8,1 \text{ cm}$

Annahme: Flugzeuge mit Außen-  
querrudern weisen ein

Verhältnis  $\frac{L_a}{b} = \frac{6,7}{8,1} = 0,8272$   
auf.

	757	A320	
S	$185,25 \text{ m}^2$	$122,4 \text{ m}^2$	$C_{aIL} = \frac{S_a \cdot L_a}{S \cdot b}$ im Mittel: $\rightarrow C_{aIL} = 0,0192$
$S_a$	$4,46 \text{ m}^2$	$2,74 \text{ m}^2$	
$C_{aIL}$	0,0199	0,0185	

$$S_a = C_{aIL} \cdot \frac{S \cdot b}{L_a} = 0,0192 \cdot 150 \text{ m}^2 \cdot \frac{1}{0,8272}$$

$$S_a = 3,48 \text{ m}^2$$