



Lösung zur Klausur Flugzeugentwurf WS 04/05

Datum: 21.01.2005

1. Klausurteil

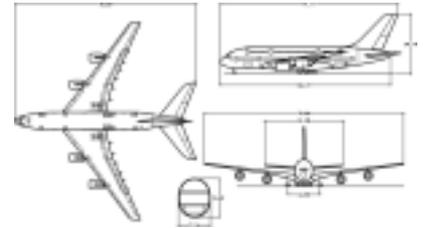
1.1) Nennen Sie die entsprechende Bezeichnung folgender Luftfahrtausdrücke in deutscher Sprache.

1. pitch up	Aufnicken
2. flight manual	Flughandbuch
3. equipment	Ausrüstung
4. operating empty mass	Betriebsleermasse
5. position of maximum thickness	Dickenrücklage
6. preliminary sizing	Dimensionierung
7. tail aft aircraft	Drachenflugzeug
8. take-off decision speed	Entscheidungsgeschwindigkeit
9. matching chart	Entwurfsdiagramm
10. abgestützter Flügel	braced wing
11. flight level	Flugfläche
12. altitude	Flughöhe

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

1. Anstellwinkelschwingung	short period mode
2. Flächenbelastung	wing loading
3. Auftriebsbeiwert	lift coefficient
4. Bahnneigungswinkel	flight path angle
5. Drei-Flächen-Flugzeug	three-surface aircraft
6. Einstellwinkel	incidence angle
7. Aufsetzen des Hecks auf die Startbahn	tail strike
8. Entwicklungsbeginn	go ahead
9. Essenswagen	trolley
10. Abwindgradient	downwash gradient
11. benetzte Fläche	wetted area
12. rückwärts gepfeilter Flügel	aft swept wing

- 1.3) Gezeigt ist die Dreiseitenansicht eines Megaliners. 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!



Hier ist mehr als genau eine Antwort möglich. Vergleiche mit alten Klausuren.

- 1.4) a) Wann haben wir einen zulässigen Entwurf?
b) Wann haben wir einen optimalen Entwurf?

- a) Wir haben einen zulässigen Entwurf, wenn alle Anforderungen und Randbedingungen erfüllt sind.
b) Wir haben einen optimalen Entwurf, wenn die Entwurfsziele bestmöglich erfüllt sind.

- 1.5) Für einen Doppeltrapezflügel wurde bereits berechnet:
Mittlere Flügeltiefe (MAC) des Innenflügels: 5,00 m
Mittlere Flügeltiefe (MAC) des Außenflügels: 2,79 m
Fläche des Innenflügels: 66,49 m²
Fläche des Außenflügels: 55,91 m²
Berechnen Sie die mittlere Flügeltiefe des gesamten Flügels!

$$c_{MAC} = \frac{c_{MAC,i} S_i + c_{MAC,o} S_o}{S} = 3,99 \text{ m}$$

- 1.6) Nennen Sie drei Verordnungen zum Luftverkehrsgesetz!

Luftverkehrszulassungsordnung (LuftVZO)
Luftbauordnung (LuftBauO)
Verordnung zur Prüfung von Luftfahrtgerät (LuftGerPV)
Betriebsordnung für Luftfahrtgerät (LuftBO)
Verordnung über Luftfahrtpersonal (LuftPersV)
Luftverkehrsordnung (LuftVO)
und weitere

- 1.7) Ein ziviles Flugzeug wird für eine maximale Abflugmasse von 8500 kg entworfen und soll 19 Passagiere aufnehmen können. Nach welchen Zulassungsvorschriften – abhängig vom Antriebssystem – kann dieses Flugzeug in den USA zugelassen werden?

Ist das Flugzeug propellergetrieben (2 Triebwerke) kann es nach FAR Part 23 als "Commuter Category Airplane" zugelassen werden. Hat es Strahlantrieb, ist FAR Part 25 maßgeblich.

- 1.8) Wie soll die kritische Machzahl der Leitwerke gewählt werden im Vergleich zur kritischen Machzahl des Flügels?

Die kritische Machzahl des Höhen- oder des Seitenleitwerks soll immer höher sein als die kritische Machzahl des Flügels. Auf diese Weise wird die Steuerbarkeit des Flugzeugs auch bei hohen Machzahlen sichergestellt.

- 1.9) Was versteht man unter einer "gewöhnlichen Flugzeugkonfiguration" im Unterschied zu einer "ungewöhnlichen Flugzeugkonfiguration"?

Bei einer gewöhnlichen Flugzeugkonfiguration besteht das Flugzeug aus einem Rumpf, einem Flügel und Höhen- und Seitenleitwerk(en) am Heck. Man nennt Flugzeuge dieser Konfiguration auch Drachenflugzeug. Eine ungewöhnliche Konfiguration weicht in mindestens einem Merkmal von der gewöhnlichen Konfiguration ab.

- 1.10) Welchen Wert hat der Wellenwiderstandsbeiwert bei der Machzahl des Widerstandsanstiegs M_{DD} ?

20 drag counts anders ausgedrückt: $C_{D,wave} = 0,0020$

- 1.11) Welche Anforderungen werden gemäß dem Dimensionierungsverfahren nach LOFTIN in das Entwurfsdiagramm eingezeichnet?

Anforderungen aus: Start, Landung, Reiseflug, 2. Segment und Durchstartmanöver.

- 1.12) Welche Anforderung muss ein Flugzeug beim Durchstartmanöver (FAR 25.121) erfüllen? Nennen Sie konkret die Anforderungen abhängig von der Triebwerksanzahl!

Steiggradient größer als
 2,1 % bei Flugzeug mit zwei Triebwerken,
 2,4 % bei Flugzeug mit drei Triebwerken,
 2,7 % bei Flugzeug mit vier Triebwerken.

- 1.13) "Wetted Aspect Ratio" ist $\frac{A}{S_{wet}/S_W}$, $\frac{b^2}{S_{wet}}$ wurde "bespülte Streckung" genannt. Zeigen Sie, dass es sich bei den beiden Termen um den gleichen Ausdruck handelt! Welche aerodynamische Größe wird von diesem Parameter maßgeblich beeinflusst?

$$\frac{A}{S_{wet}/S_W} \quad \text{mit} \quad A = \frac{b^2}{S_W} \quad \text{ergibt sich} \quad \frac{b^2}{S_{wet}}.$$

Die **maximale Gleitzahl** wird dadurch maßgeblich beeinflusst. Denn es gilt

$$(L/D)_{max} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi e}{c_f}} \sqrt{\frac{b^2}{S_{wet}}} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi e}{c_f}} \sqrt{\frac{A}{S_{wet}/S_W}}$$

- 1.14) Wie wird aus dem "mission fuel fraction" der Kraftstoffmassenanteil m_F/m_{MTO} berechnet?

$$\frac{m_F}{m_{MTO}} = 1 - M_{ff}$$

- 1.15) Ein Flugzeug hat eine maximale Abflugmasse von 50000 kg. 90 % davon lasten auf den beiden Hauptfahrwerksbeinen. Jedes Hauptfahrwerk hat nur ein Rad. Berechnen Sie die Aircraft Classification Number (ACN)!

Die ACN ist das doppelte der Equivalent Single Wheel Load (ESWL) in Tonnen. Auf jedem Hauptfahrwerksbein lasten $45000/2 \text{ kg} = 22500 \text{ kg} = 22,5 \text{ t}$. Damit gilt $ACN = 45$.

- 1.16) In welcher Richtung fährt ein Bugfahrwerk aus? Begründung!

Das Bugfahrwerk fährt nach hinten (mit dem Luftstrom) aus.

- 1.17) Wie groß ist die Box in die hinein ein großes Flugzeug aus Gründen der Kompatibilität am Flughafen passen muss?

Breit x Länge x Höhe darf die Abmaße $80 \text{ m} \times 80 \text{ m} \times 80 \text{ ft}$ nicht überschreiten.

- 1.18) Welche Umstände haben Einfluss auf die gewählte Flügelform (jede zutreffende Aussage bitte ankreuzen)?

- X Entfaltung der Notrutsche über der Flügelnase
- X Entfaltung der inneren Notrutsche vor dem laufenden Triebwerk
- X Triebwerksscheibenbruch und Abstand des Triebwerks zum Flügel
- X Stellplatzsituation am Flughafen
- X Entfaltung der Notrutschen hinter den Landeklappenträgern

- 1.19) Wie lautet die aerodynamische Forderung an eine Rumpfnase abhängig von der Reiseflugmachzahl?

Wähle eine schlanke Rumpfnase für höhere Reisemachzahl.

- 1.20) Kennzeichnen Sie die richtigen Aussagen durch ein Kreuz:

Zur Bestimmung des verfügbaren Anstellwinkels wird ...

- X ... bei der **Landung** vom **eingefederten** Fahrwerk ausgegangen.
- O ... bei der **Landung** vom **ausgefederten** Fahrwerk ausgegangen.
- O ... beim **Start** vom **eingefederten** Fahrwerk ausgegangen.
- X ... beim **Start** vom **ausgefederten** Fahrwerk ausgegangen.

Lösung zur Klausur WS 04/05

Aufgabe 2.1

Berechnungsschema zur Flugzeug-Dimensionierung (preliminary sizing)

Flächenbelastung aus der Forderung zur Landestrecke

<i>Forderung:</i>	Sicherheitslandestrecke:	s_{LFL}	=	1032 m
<i>Forderung:</i>	Dichteverhältnis bei der Landung:	σ	=	1
<i>Statistik:</i>	Faktor, Landestrecke:	k_L	=	0,1854
	Tipp:	$k_L = 0,107 \text{ kg/m}^3$		
<i>Gewählt:</i>	maximaler Auftriebsbeiwert, Landung:	$C_{L,max,L}$	=	1,57
<i>Gewählt:</i>	max. Landemasse / max. Startmasse:	m_{ML} / m_{MTO}	=	0,8
	Tipp:	Den Parameter in Anlehnung an vergleichbare Flugzeuge wählen.		
		Kurzstrecke: $m_{ML} / m_{MTO} \approx 1$		
		Langstrecke: $m_{ML} / m_{MTO} \approx 0,75$		
	Anmerkung:	Dieser Parameter wird am Ende der Dimensionierung noch überprüft!		

Flächenbelastung aus Forderung zur Sicherheitslandestrecke:

$$m_{MTO} / S_W \leq \frac{k_L \cdot \sigma \cdot C_{L,max,L} \cdot s_{LFL}}{m_{ML} / m_{MTO}} = \mathbf{375 \text{ kg/m}^2}$$

Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderung zur Startstrecke

<i>Forderung:</i>	Sicherheitsstartstrecke:	s_{TOFL}	=	1609 m
<i>Forderung:</i>	Dichteverhältnis beim Start:	σ	=	1
<i>Statistik:</i>	Faktor, Startstrecke:	k_{TO}	=	2,34 m³/kg
	Tipp:	$k_{TO} = 2,34 \text{ m}^3/\text{kg}$		
<i>Gewählt:</i>	maximaler Auftriebsbeiwert, Start:	$C_{L,max,TO}$	=	1,34
	Tipp:	$C_{L,max,TO} = 0,8 \cdot C_{L,max,L}$		

Schub-Gewichtsverhältnis / Flächenbelastung aus Forderung zur Sicherheitsstartstrecke:

$$a = \frac{T_{TO} / (m_{MTO} \cdot g)}{m_{MTO} / S_W} \geq \frac{k_{TO}}{s_{TOFL} \cdot \sigma \cdot C_{L,max,TO}} = \mathbf{0,001085 \text{ m}^2/\text{kg}}$$

Zum Zeichnen der Geraden zur Startstrecke in das Entwurfsdiagramm:

$$\text{Für } m_{MTO} / S_W = 300 \text{ kg/m}^2 : T_{TO} / (m_{MTO} \cdot g) = \mathbf{0,326 \text{ kg/m}^2}$$

Abschätzen der Gleitzahl im 2. Segment und beim Durchstarten (LOFTIN)

Daten zur Berechnung:

$$\text{Gewählt: Streckung: } A = \mathbf{5,92}$$

$$e = 0.7 \quad (\text{wegen ausgefahrener Klappen und Vorflügel})$$

$$C_{D,0} = 0.02$$

$$\Delta C_{D,flap} \text{ für } C_L = 1,3 : \text{ Klappen } 15^\circ \Rightarrow \Delta C_{D,flap} = 0,01$$

$$\text{für } C_L = 1,5 : \text{ Klappen } 25^\circ \Rightarrow \Delta C_{D,flap} = 0,02$$

$$\text{für } C_L = 1,7 : \text{ Klappen } 35^\circ \Rightarrow \Delta C_{D,flap} = 0,03$$

(Für andere Werte C_L entsprechend inter- und extrapolieren!)

$$C_L = C_{L,max} \left(\frac{V_s}{V} \right)^2$$

$$\Delta C_{D,slat} \text{ vernachlässigt}$$

$$\Delta C_{D,gear} = 0,015 \text{ sofern das Fahrwerk ausgefahren ist.}$$

Gleitzahl im 2. Segment

$$C_L = \frac{C_{L,max,TO}}{1,44} = \mathbf{0,93}$$

$$C_{D,P} = C_{D,0} + \Delta C_{D,flap} + \Delta C_{D,slat} + \Delta C_{D,gear} = \mathbf{0,02}$$

$$\text{mit } \Delta C_{D,gear} = 0$$

$$E = \frac{C_L}{C_{D,P} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e}} = \mathbf{10,76}$$

Gleitzahl beim Durchstarten

$$C_L = \frac{C_{L,max,L}}{1,69} = \mathbf{0,93}$$

$$C_{D,P} = C_{D,0} + \Delta C_{D,flap} + \Delta C_{D,slat} + \Delta C_{D,gear} = \mathbf{0,035}$$

$$\text{JAR-25: } \Delta C_{D,gear} = 0 \quad (\text{Fahrwerk eingefahren})$$

$$\text{FAR Part 25: } \Delta C_{D,gear} = 0,015$$

$$E = \frac{C_L}{C_{D,P} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e}} = \mathbf{9,17}$$

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	0,030

Gewählt: Anzahl der Triebwerke (mindestens 2): $n_E = \mathbf{2}$

Abgeschätzt: Gleitzahl im 2. Segment (siehe oben): $E = \mathbf{10,76}$

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

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \geq \left(\frac{n_E}{n_E - 1} \right) \cdot \left(\frac{1}{E} + \sin \gamma \right) = \mathbf{0,234}$$

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	0,027

Abgeschätzt: Gleitzahl beim Durchstarten (siehe oben): $E = \mathbf{9,17}$

Schub-Gewichtsverhältnis aus Forderung zum Steiggradienten beim Durchstarten:

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \geq \left(\frac{n_E}{n_E - 1} \right) \cdot \left(\frac{1}{E} + \sin \gamma \right) \cdot \frac{m_{ML}}{m_{MTO}} = \mathbf{0,208}$$

Gleitzahl im Reiseflug

$$\text{Abgeschätzt: } E_{max} = k_E \sqrt{\frac{A}{S_{wet} / S_W}} = \mathbf{16,96}$$

...

Auftriebsbeiwert im Reiseflug bei Flug mit geringstem Widerstand d.h. mit E_{max} :

$$C_{L,md} = \frac{\pi A e}{2 E_{max}} = \mathbf{0,466}$$

Gewählt: Reisefluggeschw./ Geschw. geringsten Widerstands: $V/V_{md} = \mathbf{0,915}$
Tipp: $V/V_{md} = 1,0 \dots 1,316$

Tatsächlicher Auftriebsbeiwert / Auftriebsbeiwert bei Flug mit geringstem Widerstand:

$$C_L / C_{L,md} = 1 / (V/V_{md})^2 = \mathbf{1,194}$$

$$C_L = \frac{C_{L,md}}{(V/V_{md})^2} = \mathbf{0,557}$$

Tatsächliche Gleitzahl im Reiseflug:

$$E = \frac{2 E_{max}}{\left(\frac{C_L}{C_{L,md}} \right) + \left(\frac{C_L}{C_{L,md}} \right)} = \mathbf{16,70}$$

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 ²	–	–
13	16498	419	0,172	0,347
13,716	14737	375	0,147	0,408
14	14091	358	0,137	0,438

Berechnen der Parameter der Tabelle zum Reiseflug

Forderung: Reiseflugmachzahl: $M = 0,8$
Gewählt: Nebenstromverhältnis (BPR): $\mu = 3,04$

- Flächenbelastung aus Forderungen im Reiseflug:

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

- Schub im Reiseflug / Startschub: T_{CR}/T_{TO} :

Ablesen aus Skript (Anhang). Abhängig von Reiseflughöhe h_{CR} und Nebenstromverhältnis (BPR) μ kann für übliche Reiseflugmachzahlen von Strahlverkehrsflugzeugen ($M_{CR} \approx 0,8$) basierend auf den dort gegebenen Daten auch berechnet werden:

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

- 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

Ablesen: Entwurfspunkt: $\frac{m_{MTO}}{S_w} = 375 \text{ kg/m}^2$

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = 0,408$$

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

$$T_{CR}/T_{TO} = \frac{1}{\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \cdot E} = 0,147$$

$$h_{CR} = \frac{T_{CR}/T_{TO} + 0,0248 \mu - 0,7125}{0,0013 \mu - 0,0397} \text{ km} = 13716 \text{ m} = 45000 \text{ ft}$$

Temperatur in Reiseflughöhe T :

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

$$\text{Falls } h_{CR} < 11 \text{ km} = 36089 \text{ ft} : T = T_0 + \frac{dT}{dh} \cdot h_{CR} \quad T_0 = 288.15 \text{ K} \quad \frac{dT}{dh} = -6.5 \frac{\text{K}}{\text{km}}$$

$$T = 216.65 \text{ K}$$

Schallgeschwindigkeit in Reiseflughöhe a :

$$a = a_0 \sqrt{T/T_0} = \mathbf{295 \text{ m/s}} \quad a_0 = 340.294 \text{ m/s}$$

Reisefluggeschwindigkeit V :

$$V = M \cdot a = \mathbf{236 \text{ m/s}}$$

Kraftstoffanteil m_F / m_{MTO}

<i>Forderung:</i>	Reichweite:	$R = \mathbf{3633 \text{ NM}}$
<i>Forderung:</i>	Entfernung zum Ausweichflugplatz:	$R_a = 200 \text{ NM} = 370400 \text{ m}$
<i>Forderung:</i>	"domestic reserves" (Kurz- und Mittelstreckenflugzeuge) <u>oder</u> "international reserves" (Langstreckenflugzeuge)	

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

<i>domestic reserves</i> FAR Part 121:	$R_{res} = R_a =$	$=$
<i>international reserves</i> FAR Part 121:	$R_{res} = 0,10 R + R_a =$	$\mathbf{1043 \text{ km}}$
<u>oder</u> <i>international reserves</i> nach üblicher Auslegung:	$R_{res} = 0,05 R + R_a =$	$=$

Reichweitenfaktor B_s :

$$B_s = \frac{E \cdot V}{c \cdot g} = \mathbf{19600557 \text{ m}} \quad \text{Hier: } c = SFC_T = 20,5 \cdot 10^{-6} \text{ kg}/(\text{Ns})$$

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

$$M_{ff,CR} = e^{-\frac{R}{B_s}} = \mathbf{0,709}$$

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):

$$M_{ff,RES} = e^{-\frac{R_{res}}{B_s}} = \mathbf{0,948}$$

Erforderliche Flugzeit im Warteflug (loiter) t nach FAR Part 121:
 domestic reserves: $t = 2700$ s
 international reserves: $t = 1800$ s

Zeitfaktor B_t :

$$B_t = \frac{B_s}{V} = \mathbf{83020 \text{ s}}$$

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

$$M_{ff,LOI} = e^{-\frac{t}{B_t}} = \mathbf{0,979}$$

Treibstoffmassenanteile der Missionssegmente
 (*mission segment mass fractions*)

Flugphase	Index	$M_{ff,flightphase}$	
		Strahlverkehrs -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

$$M_{ff,std} = M_{ff,TO} \cdot M_{ff,CLB} \cdot M_{ff,CR} \cdot M_{ff,DES} \cdot M_{ff,L} = \mathbf{0,692}$$

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

$$M_{ff,res} = M_{ff,CLB} \cdot M_{ff,RES} \cdot M_{ff,LOI} \cdot M_{ff,DES} = \mathbf{0,917}$$

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

$$M_{ff} = M_{ff,std} \cdot M_{ff,res} = \mathbf{0,634}$$

Kraftstoffanteil

$$m_F / m_{MTO} = 1 - M_{ff} = \mathbf{0,366}$$

Betriebsleermassenanteil m_{OE} / m_{MTO}

Statistik (z.B.): $\frac{m_{OE}}{m_{MTO}} = \mathbf{0,581}$ (nach Aufgabenstellung)

Nutzlast m_{PL}

$$m_{PL} = m_{PAX,ges} \cdot n_{seat} + m_{cargo} = \mathbf{1814 \text{ kg}}$$

Berechnung der Entwurfsparameter

Maximale Abflugmasse $m_{MTO} = \frac{m_{PL}}{1 - \frac{m_F}{m_{MTO}} - \frac{m_{OE}}{m_{MTO}}} = \mathbf{34072 \text{ kg}}$

Maximale Landemassee $m_{ML} = m_{MTO} \frac{m_{ML}}{m_{MTO}} = \mathbf{27257 \text{ kg}}$

Betriebsleermasse $m_{OE} = m_{MTO} \frac{m_{OE}}{m_{MTO}} = \mathbf{19796 \text{ kg}}$

Flügelfläche $S_W = m_{MTO} \left(\frac{m_{MTO}}{S_W} \right) = \mathbf{91 \text{ m}^2}$

Schub (alle Triebwerke zusammen) $T_{TO} = m_{MTO} \cdot g \cdot \left(\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \right) = \mathbf{136384 \text{ N}}$

Schub (ein Triebwerk) $\frac{T_{TO}}{n_E} = \mathbf{68192 \text{ N}}$

Schub (ein Triebwerk in lb) $\frac{T_{TO}}{n_E} = \mathbf{15330 \text{ lb}}$
(0,2248 lb/N)

Erforderliche Kraftstoffmasse $m_{F,erf}$

Treibstoffmassenanteile der Missionssegmente
(mission segment mass fractions)

Flugphase	Index	$M_{ff,flightphase}$	
		Strahlverkehrs -flugzeug	Business Jet
engine start	ES	0,990	0,990
taxi	T	0,990	0,995

$$m_{F,erf} = m_{MTO} (1 - M_{ff,ES} \cdot M_{ff,T} \cdot M_{ff}) = \mathbf{12785 \text{ kg}}$$

Erforderliches Tankvolumen:

$$V_{F, erf} = m_{F, erf} / \rho = 16,0 \text{ m}^3$$

Hinweis: $\rho = 800 \text{ kg/m}^3$

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):

$$m_{MZF} = m_{OE} + m_{MPL} = 21610 \text{ kg}$$

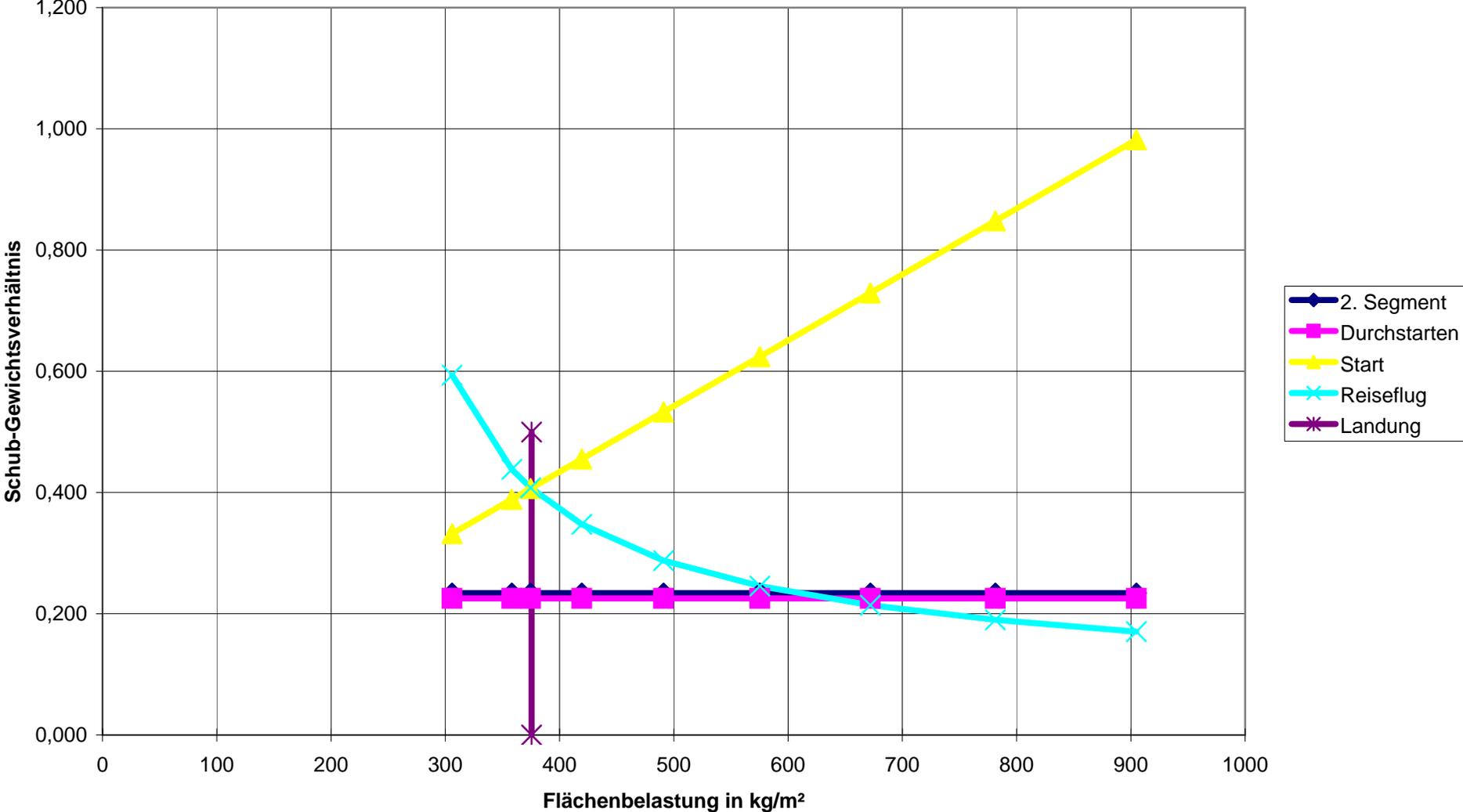
Die Masse des Reservekraftstoffes ist

$$m_{F, res} = m_{MTO} (1 - M_{ff, res}) = 2838 \text{ kg}$$

$$\begin{array}{lcl} m_{ML} & \geq & m_{MZF} + m_{F, res} \\ 27257 \text{ kg} & \geq & 24447 \text{ kg} \quad \text{o.k.?} \quad \mathbf{ja} \end{array}$$

Falls die Bedingung nicht erfüllt wurde: m_{ML} / m_{MTO} größer wählen und zurück zu Seite 1!

Entwurfsdiagramm



Aufgabe 2.2

$$C_{L,max} = C_{L,max, clean} + \Delta C_{L,max, f} + \Delta C_{L,max, s} \quad \begin{array}{l} \nearrow \\ = 0 \end{array}$$

$$C_{L,max, clean} = \left(\frac{C_{L,max}}{C_{L,max}} \right) \cdot C_{L,max, clean} \quad \begin{array}{l} \uparrow \\ 1,7 \end{array}$$

$$P_{LE} = P_{25} = 20^\circ \quad \begin{array}{l} \uparrow \\ \text{weil } \lambda = 1 \end{array}$$

$$\Delta \gamma = 26 \cdot \frac{t}{c} = 26 \cdot 0,12 = 3,12 \quad \begin{array}{l} \uparrow \\ \text{NACA 2412} \end{array}$$

$$\left(\frac{C_{L,max}}{C_{L,max}} \right) = 0,85$$

$$C_{L,max, clean} = 0,85 \cdot 1,7 = 1,445$$

$$\Delta C_{L,max, f} = \Delta C_{L,max, f} \cdot \frac{S_{w, f}}{S_w} \cdot K_\Delta = 0,526$$

$$\begin{array}{l} \uparrow \quad \uparrow \\ 0,7 \quad 0,887 \\ \text{(70\% und } \lambda = 1) \end{array}$$

$$\Delta C_{L,max, f} = k_1 \cdot k_2 \cdot k_3 \cdot (\Delta C_{L,max})_{base} = 0,847$$
$$\begin{array}{l} \uparrow \quad \uparrow \quad \uparrow \quad \uparrow \\ 0,8 \quad 0,9 \quad 0,8 \quad 1,47 \quad (\frac{t}{c} = 0,12, \text{ Linie A}) \end{array}$$

$$\delta_{f, ref} = 50^\circ \quad \frac{\delta_{f, max}}{\delta_{f, ref}} = \frac{35^\circ}{50^\circ} = 0,7$$

$$C_{L,max} = 1,445 + 0,526 = \underline{\underline{2,0}}$$

Aufgabe 2.3

$$C_H = \frac{S_H \cdot L_H}{S_w \cdot C_{mac}}$$

$$S_H = \frac{C_H \cdot S_w \cdot C_{mac}}{L_H}$$

$$= \frac{1,0 \cdot 122 \cdot 4,2}{15,5} \text{ m}^2 = \underline{\underline{33,1 \text{ m}^2}}$$

Aufgabe 2.4

$$m_E = \frac{0,0724}{g} \cdot T_{TO} \cdot e^{-0,045 \cdot BPR}$$

$$\begin{array}{ccc} \uparrow & \uparrow & \uparrow \\ \text{in kg} & \text{in } \frac{\text{m}}{\text{s}^2} & \text{in N} \end{array}$$

$$m_E = \frac{0,0724}{9,81} \cdot 208000 \cdot e^{-0,045 \cdot 4,8}$$
$$= 4209 \text{ kg}$$

$$m_{E,inst,ges} = k_E \cdot k_{thr} \cdot n_E \cdot m_E = \underline{\underline{22844 \text{ kg}}}$$
$$\begin{array}{ccc} \uparrow & \uparrow & \uparrow \\ 1,15 & 1,18 & 4 \end{array}$$

Aufgabe 2.5

$$\begin{aligned} \left(\frac{L}{D}\right)_B &= \left(\frac{L}{D}\right)_A \cdot \frac{b_B}{b_A} \cdot \sqrt{\frac{S_{\text{wet},A}}{S_{\text{wet},B}} \cdot \frac{C_{f,A}}{C_{f,B}} \cdot \frac{e_B}{e_A}} \\ &= 19,4 \cdot \frac{58}{60} \cdot \sqrt{\frac{2000}{1650}} = \underline{\underline{20,6}} \end{aligned}$$

Aufgabe 2.6

$$a) \quad \lambda_F = L_F / d_F = \frac{73,46}{5,64} = 13,03$$

$$\begin{aligned} S_{\text{wet},F} &= \pi \cdot d_F \cdot L_F \cdot \left(1 - \frac{2}{\lambda_F}\right)^{2/3} \left(1 + \frac{1}{\lambda_F^2}\right) \\ &= \underline{\underline{1172 \text{ m}^2}} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} b) \quad S_{\text{wet},F} &= \frac{\pi}{2} \left(S_{F, \text{Seitenansicht}} + S_{F, \text{Draufsicht}} \right) \\ &= \frac{\pi}{2} \left(380 \text{ m}^2 + 360 \text{ m}^2 \right) \\ &= \underline{\underline{1162 \text{ m}^2}} \end{aligned}$$

Aufgabe 2.7

Gefragt ist nach der Größe, die im Skript mit $C_{M,M,E,f}$ bezeichnet wird.
↑ bezogen auf die Flugzeit
↑ engine
↑ material
↑ maintenance
↑ costs

$$C_{M,M,E,f} = n_E \cdot 2.56 \frac{\text{US\$}}{\text{h}} \cdot k_1 (k_2 + k_3) \cdot \left(1 + 1.02 \cdot 10^{-4} \frac{1}{\text{N}} \cdot T_{T/O,E} \right)^{0.8} \cdot \left(1 + \frac{1.3 \text{ h}}{t_f} \right) \cdot k_{INF}$$

$$k_1 = 1.27 - 0.2 \cdot BPR^{0.2} = 0,996$$

$$k_2 = 0.4 \left(\frac{OAPR}{20} \right)^{1.3} + 0.4 = 0,982$$

$$k_3 = 0.032 n_c + k_4 = 1,05$$

$$k_4 = \begin{cases} 0.50 & \text{für } n_s = 1 \\ 0.57 & \text{für } n_s = 2 \\ 0.64 & \text{für } n_s = 3 \end{cases} = 0,57$$

Nebenstromverhältnis (bypass ratio) BPR ,

Druckverhältnis (overall pressure ratio) $OAPR$,

Anzahl der Verdichterstufen (number of compressor stages) - einschließlich des Fan n_c ,

Anzahl der Wellen (number of shafts) des Triebwerks n_s .

$$k_{INF} = (1 + p_{INF})^{n_{\text{year}} - n_{\text{method}}} = 1,03 \quad \text{2005-1989}$$
$$= 1,605$$

$$C_{M,M,E,f} = \underline{\underline{449 \frac{\text{US\$}}{\text{h}}}}$$