



Lösung zur Klausur Flugzeugentwurf SS 04

Datum: 08.07.2004

1. Klausurteil

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

1. stretch	gestreckte Version
2. preliminary design	Vorentwicklung
3. slat	Vorflügel
4. loiter	Warteflug
5. seaplane	Wasserflugzeug
6. shrink	verkürzte Version
7. position of maximum camber	Wölbungsrücklage
8. useful load	Zuladung
9. braced	abgestützt
10. requirement	Anforderung
11. lift curve slope	Auftriebsgradient
12. equipment	Ausrüstung

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. V-Leitwerk	V-tail
3. Verdichtungsstoß	shock wave
4. Vergleichsstudie	trade-off study
5. Vorderkante	leading edge
6. Wellenwiderstand	wave drag
7. Widerstandsbeiwert	drag coefficient
8. Wölbung	camber
9. Zulassung	certification
10. Zuspitzung	taper ratio
11. Abhebegeschwindigkeit	lift-off speed
12. Anfluggeschwindigkeit	approach speed

- 1.3) Gezeigt ist die Dreiseitenansicht einer Saab 340. 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!

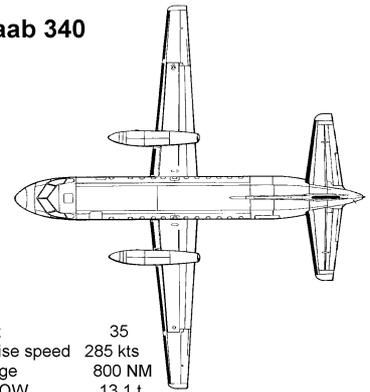
Hier ist mehr als genau eine Antwort möglich. Vergleiche mit alten Klausuren!

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

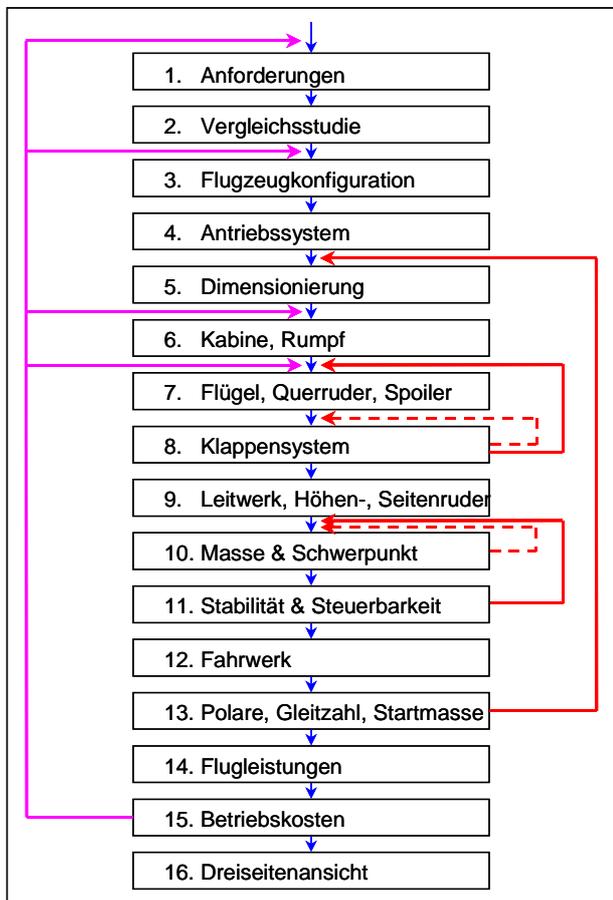
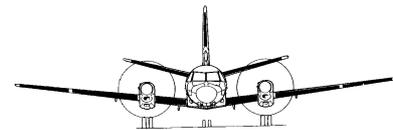
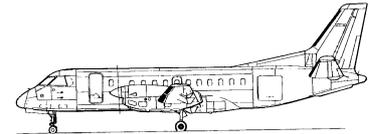
Nutzlast, Reichweite, Landestrecke, Startstrecke, Steigrate im 2. Segment, Steigrate beim Durchstarten

- 1.5) Der Flugzeugentwurf ist durch eine iterative Vorgehensweise geprägt. Trotzdem muss man zunächst an einer Stelle mit seinen Rechnungen beginnen. Beschreiben Sie eine mögliche Reihenfolge in der die einzelnen Arbeitsschritte im Flugzeugentwurf ausgeführt werden könnten und zeigen Sie auf, an welchen Stellen Iterationschleifen zu erwarten sind!

Saab 340



pax 35
cruise speed 285 kts
range 800 NM
MTOW 13.1 t



- 1.6) JAR-23, JAR-25, FAR Part 23 und FAR Part 25 sind in sogenannte Subparts unterteilt. Nennen Sie 4 Subparts!

Subpart A--General
 Subpart B--Flight
 Subpart C--Structure
 Subpart D--Design and Construction
 Subpart E--Powerplant
 Subpart F--Equipment
 Subpart G--Operating Limitations and Information
 Subpart J--Gas Turbine Auxiliary Power Unit Installation

- 1.7) Ein ziviles Flugzeug wird für eine maximale Abflugmasse von 8500 kg entworfen und soll 21 Passagiere aufnehmen können. Nach welchen Zulassungsvorschriften muss dieses Flugzeug in den USA bzw. in Europa zugelassen werden?

Mehr als 19 Passagiere: USA: FAR Part 25
Europa: JAR-25 (jetzt unter der EASA: CS-25)

- 1.8) Die Sicht aus dem Cockpit hängt nicht nur von der Gestaltung der Cockpitscheiben ab, sondern auch von Parametern des Flügels. Nennen Sie drei dieser Parameter!

Flügelage zum Rumpf, Auftriebsgradient, Einstellwinkel des Flügels,
Art des Hochauftriebssystems

- 1.9) Nennen Sie Vor- und Nachteile einer Entenkonfiguration!

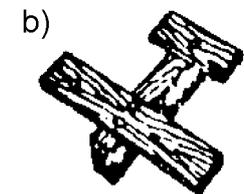
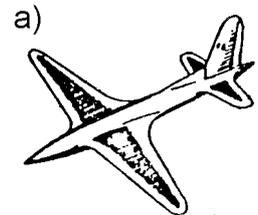
Vorteil: Auftrieb am Entenleitwerk statt Abtrieb am Höhenleitwerk
kein Überziehen des Flugzeugs (Flügels) möglich
Nachteil: geringer nutzbarer Schwerpunktbereich
Flügel im Nachlauf des Entenleitwerks
Hochauftriebssystem schwerer zu realisieren

- 1.10) Welchen Wert hat der Wellenwiderstandsbeiwert bei der kritischen Machzahl M_{crit} ?

Definitionsgemäß: Null

- 1.11) Im Bild rechts sehen Sie eine Karikatur mit zwei extremen Auslegungsvorschlägen eines Flugzeugs. Die beiden Varianten bringen jeweils Vorteile mit sich. Nennen Sie diese Vorteile! Nennen Sie jeweils auch die Nachteile, die sich aus der extremen Auslegung ergeben!

- a) Aerodynamische Kriterien im Entwurf dominierend.
Vorteil: geringer Widerstand
Nachteil: vermutlich schweres Flugzeug
hohe Fertigungskosten
- b) Kriterien einfacher Fertigung im Entwurf dominierend.
Vorteil: geringe Fertigungskosten
vermutlich gute Wartbarkeit
Nachteil: hoher Widerstand
Seitenleitwerk fehlt



- 1.12) Welche Anforderung muss das Flugzeug im "2. Segment" erfüllen? Nennen Sie konkret die Anforderungen abhängig von der Triebwerksanzahl!

Mit einem ausgefallenen Triebwerk muss ein Mindeststeiggradient erreicht werden:
Flugzeug mit 2 Triebwerken: 2,4%
Flugzeug mit 3 Triebwerken: 2,7%
Flugzeug mit 4 Triebwerken: 3,0%

- 1.13) Nach TORENBEEK kann eine optimale Zuspitzung $\lambda_{opt} = 0,45 e^{-0,036 \varphi_{25}}$ berechnet werden (mit dem Pfeilwinkel der 25%-Linie in Grad). Bei welchem Pfeilwinkel kann danach der Flügel besonders preiswert gefertigt werden?

Eine preiswerte Fertigung ist möglich bei einem Rechteckflügel also bei einer Zuspitzung $\lambda = 1$. Dies wird erreicht bei

$$\varphi_{25} = \frac{1}{-0,036} \ln\left(\frac{1}{0,45} \lambda_{opt}\right) = -22,18^\circ$$

also bei einem vorwärts gepfeilten Flügel.

- 1.14) Ergänzen Sie!

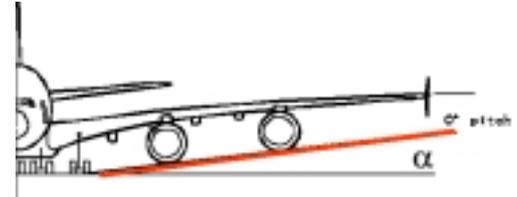
- Nach Zulassungsvorschriften beträgt die Mindestgeschwindigkeit über der Hindernishöhe nach dem Abheben das **1,2**-fache der Überziehgeschwindigkeit in Startkonfiguration.
- Nach Zulassungsvorschriften beträgt die Mindestgeschwindigkeit im Endanflug das **1,3**-fache der Überziehgeschwindigkeit in Landekonfiguration.

1.15) Nennen Sie 5 Anforderungen an ein Flugzeugfahrwerk!

sicheres Manövrieren
 Schonen der Flughafenflächen
 Richtungskontrolle beim Startlauf
 Abbremsen bei Startabbruch
 geringer Luftwiderstand im Reiseflug
 geringes Gewicht
 geringer Raumbedarf
 sicheres Ausfahren
 Aufnehmen des Landestoßes
 Abbremsen bei der Landung
 günstige Wartung

1.16) Welche Freigängigkeit ist für die Triebwerke bzw. die Flügel-
spitze gefordert ausgedrückt durch den Winkel α ?

6° bis 8°

1.17) Warum erfordert die Fahrwerksintegration bei Tiefdeckern mit
rückwärtsgepfeilten Flügeln einen Knick in der Hinterkante des
Flügels?

Das Hauptfahrwerk muss hinter dem Schwerpunkt liegen. Der Innenflügel liegt jedoch tendenziell vor dem Schwerpunkt. Durch einen Knick (Knick) in der Flügelhinterkante kann man einen Doppelt-rapezflügel erzielen, der im Innenbereich eine nach hinten verlagerte Hinterkante aufweist. Dadurch besteht die Möglichkeit ein weiter hinten liegendes Fahrwerk an die Struktur des Flugzeugs anzubinden.

1.18) Nennen Sie jeweils 2 Maßnahmen, wie der Nullwiderstand, der induzierte Widerstand und der Wellenwiderstand
reduziert werden können!

Reduzierung des ... durch ...

Nullwiderstand:	geringere Oberfläche, bessere Formgebung, geringerer Interferenzwiderstand durch verbesserte Übergänge
induzierter Widerstand:	höhere Streckung, Winglets, geringeres Gewicht und damit weniger Auftrieb erforderlich
Wellenwiderstand:	Flug mit geringerer Machzahl, höhere Pfeilung, geringere relative Profildicke, geringerer Auftriebsbeiwert

1.19) Wie sollte die relative Profildicke gewählt werden hinsichtlich einer

- Maximierung des Auftriebsbeiwertes? groß
- Minimierung des Widerstandes? klein
- Maximierung des Tankvolumens? groß
- Minimierung der Flügelmasse? groß
- Maximierung des Auftriebsgradienten? groß

1.20) Wie unterscheiden sich Zuspitzung und Streckung bei einem Seitenleitwerk, wenn das Seitenleitwerk a) Teil
eines Normalleitwerkes ist b) Teil eines T-Leitwerkes ist?

Zuspitzung: a) $\lambda = 0,3 \dots 0,6$ b) $\lambda = 0,6 \dots 1,0$

Streckung: a) $A = 1,3 \dots 2,0$ b) $A = 0,7 \dots 1,2$

1.21) Bei welchen Flugzeugkonfigurationen könnte es sinnvoll sein, die Auslegung so zu gestalten, dass der Schwer-
punkt des leeren Flugzeugs (OEW) hinter der zulässigen hintersten Schwerpunktlage liegt? Begründung!

Bei Flugzeugen mit Hecktriebwerken!

Bei diesen Flugzeugen liegt der Schwerpunkt weit hinten und damit liegt auch der Flügel weit hinten. Nutzlast (die im Rumpf transportiert wird) wird dadurch vor dem Schwerpunkt des leeren Flugzeugs eingeladen und verschiebt den Schwerpunkt in jedem Fall nach vorn. Eine Auslegung eines derartigen Flugzeugs bei der der Schwerpunkt des OEW hinter der zulässigen Schwerpunktlage liegt würde eine Mindestnutzlast (oder alternativ Ballast) voraussetzen. Der nutzbare Schwerpunktbereich wäre aber auf diese Weise im Bereich üblicher Zuladungen gut ausgenutzt.

Berechnungsschema zur Flugzeug-Dimensionierung (preliminary sizing)

für Strahlverkehrsflugzeug und Business Jets Zulassungsbasis: JAR-25 bzw. FAR Part 25

Hinweis: Wird das Berechnungsschema einmal durchlaufen, so handelt es sich um eine Punktauslegung für eine Reichweite R und eine **dazu passende** Nutzlast m_{PL} . Soll ein gesamtes Nutzlast-Reichweitendiagramm erfüllt werden, so muß gegebenenfalls ermittelt werden, welcher Punkt des Nutzlast-Reichweitendiagramms das Flugzeug hinsichtlich der Abflugmasse und des erforderlichen Kraftstoffvolumens dimensioniert.

Flächenbelastung aus der Forderung zur Landestrecke

<i>Forderung:</i>	Sicherheitslandestrecke:	s_{LFL}	=	1707 m
<i>Forderung:</i>	Dichteverhältnis bei der Landung:	σ	=	1
<i>Statistik:</i>	Faktor, Landestrecke:	k_L	=	0,107 kg/m ³
	Tipp: $k_L = 0,107 \text{ kg/m}^3$			
<i>Gewählt:</i>	maximaler Auftriebsbeiwert, Landung:	$C_{L,max,L}$	=	3,0
<i>Gewählt:</i>	max. Landmasse / max. Startmasse:	m_{ML} / m_{MTO}	=	0,93
	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:

$$m_{MTO} / S_w \leq \frac{k_L \cdot \sigma \cdot C_{L,max,L} \cdot s_{LFL}}{m_{ML} / m_{MTO}} = 589 \text{ kg/m}^2$$

Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderung zur Startstrecke

<i>Forderung:</i>	Sicherheitsstartstrecke:	s_{TOFL}	=	1667 m
<i>Forderung:</i>	Dichteverhältnis beim Start:	σ	=	1
<i>Statistik:</i>	Faktor, Startstrecke:	k_{TO}	=	2,34 m ³ /kg
	Tipp: $k_{TO} = 2,34 \text{ m}^3/\text{kg}$			
<i>Gewählt:</i>	maximaler Auftriebsbeiwert, Start:	$C_{L,max,TO}$	=	2,7
	Tipp: $C_{L,max,TO} = 0,8 \cdot C_{L,max,L}$			

Schub-Gewichtsverhältnis / Flächenbelastung aus Forderung zur Sicherheitsstartstrecke:

$$a = \frac{T_{TO} / (m_{MTO} \cdot g)}{m_{MTO} / S_W} \geq \frac{k_{TO}}{s_{TOFL} \cdot \sigma \cdot C_{L,max,TO}} = 0,0005199 \text{ m}^2/\text{kg}$$

Zum Zeichnen der Geraden zur Startstrecke in das Entwurfsdiagramm:

Für $m_{MTO} / S_W = 600 \text{ kg/m}^2$: $T_{TO} / (m_{MTO} \cdot g) = 0,312$

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

Daten zur Berechnung:

Gewählt: Streckung: $A = 9,48$

$e = 0,7$ (wegen ausgefahrener Klappen und Vorflügel)

$C_{D,0} = 0,02$

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

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

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

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

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

$\Delta C_{D,slat}$ vernachlässigt

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

Gleitzahl im 2. Segment

$$C_L = \frac{C_{L,max,TO}}{1,44} = 1,88$$

$$C_{D,P} = C_{D,0} + \Delta C_{D,flap} + \Delta C_{D,slat} + \Delta C_{D,gear} = 0,06$$

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

$$E = \frac{C_L}{C_{D,P} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e}} = 8,20$$

Gleitzahl beim Durchstarten

$$C_L = \frac{C_{L,max,L}}{1,69} = 1,78$$

$$C_{D,P} = C_{D,0} + \Delta C_{D,flap} + \Delta C_{D,slat} + \Delta C_{D,gear} = 0,07$$

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

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

$$E = \frac{C_L}{C_{D,P} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e}} = 8,03$$

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	<u>0,024</u>
3	0,027
4	0,030

Gewählt: Anzahl der Triebwerke (mindestens 2): $n_E = 2$
Abgeschätzt: Gleitzahl im 2. Segment (siehe oben): $E = 8,20$

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

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \geq \left(\frac{n_E}{n_E - 1} \right) \cdot \left(\frac{1}{E} + \sin \gamma \right) = 0,292$$

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	<u>0,021</u>
3	0,024
4	0,027

Abgeschätzt: Gleitzahl beim Durchstarten (siehe oben): $E = 8,03$
Schub-Gewichtsverhältnis aus Forderung zum Steiggradienten beim Durchstarten:

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \geq \left(\frac{n_E}{n_E - 1} \right) \cdot \left(\frac{1}{E} + \sin \gamma \right) \cdot \frac{m_{ML}}{m_{MTO}} = 0,271$$

Gleitzahl im Reiseflug

Abgeschätzt: $E_{max} = k_E \sqrt{\frac{A}{S_{wet} / S_W}} = 18,73$

1.) k_E berechnet:

$$k_E = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi e}{c_f}} =$$

Tipp: $e = 0,85$ $\overline{c_f} = 0,003$

damit ist $k_E = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi e}{c_f}} = 14,9$

2.)

$$S_{wet} / S_W = 6,0$$

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

$$C_{L,md} = \frac{\pi A e}{2 E_{max}} = 0,676$$

Gewählt: Reisefluggeschw./ Geschw. geringsten Widerstands: $V / V_{md} =$

Tipp: $V / V_{md} = 1,0 \dots 1,316$

Tatsächlicher Auftriebsbeiwert / Auftriebsbeiwert bei Flug mit geringstem Widerstand:

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

$$C_L = \frac{C_{L,md}}{(V / V_{md})^2} = 0,676$$

Tatsächliche Gleitzahl im Reiseflug:

$$E = \frac{2 E_{max}}{\left(\frac{C_L}{C_{L,md}} \right) + \left(\frac{C_L}{C_{L,md}} \right)} = 18,73$$

Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderung zum Reiseflug und zur Steigzeit

Berechnung der Parameter (h_{CR} in km)

h_{CR}	Reiseflug				Steigzeit		
	$p(h_{CR})$	m_{MTO} / S_W	T_{CR} / T_{TO}	$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g}$	$V_{CLB,0}$	$V_{v,0}$	$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g}$
in km	in Pa	in kg/m ²	–	–	in m/s	in m/s	–
6	47217						
7	41105						
8	35651						
9	30800						
10	26500						
11	22700						
12	19399	626	0,1901	0,281			
13	16579	535	0,1569	0,340			
14	14170						
15	12112						
16	10353						

oder

Berechnung von Parametern (h_{CR} in ft)

h_{CR}		Reiseflug				Steigzeit		
		$p(h_{CR})$	m_{MTO} / S_W	T_{CR} / T_{TO}	$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g}$	$V_{CLB,0}$	$V_{v,0}$	$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g}$
in ft	in m	in Pa	in kg/m ²	–	–	in m/s	in m/s	–
20000	6096	46563						
25000	7620	37601						
30000	9144	30090						
35000	10668	23842						
40000	12192	18754						
45000	13716	14747						
50000	15240	11597						
55000	16764	9120						

Berechnen der Parameter der Tabelle zum Reiseflug

Forderung: Reiseflugmachzahl: $M = 0,82$
 Gewähr: Nebenstromverhältnis (BPR): $\mu = 5$

- Flächenbelastung aus Forderungen im Reiseflug:

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

- 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:

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

bzw. mit einer Reiseflughöhe in ft:

$$\frac{T_{CR}}{T_{TO}} = (3,962 \cdot 10^{-7} \mu - 1,210 \cdot 10^{-5}) \frac{1}{\text{ft}} h_{CR} - 0,0248 \mu + 0,7125$$

- Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderungen zum Reiseflug:

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

Berechnen der Parameter der Tabelle zur Steigzeit

<i>Forderung:</i>	Steigzeit	t_{CLB}	=		min.
		t_{CLB}	=		s
	von Höhe	h_0	=	0	m = 0 ft
	auf Höhe	h	=		ft
		h	=		m (0,3048 ft/m)

Forderung: Dichteverhältnis beim Steigflug: σ =

- Es werden die gleichen Bedingungen angenommen, wie für den Reiseflug: Flug mit einem gewählten Auftriebsbeiwert C_L und einer entsprechenden Gleitzahl E . Abhängig von der Flächenbelastung ist die Geschwindigkeit zu Beginn des Steigfluges dann:

$$V_{CLB,0} = \sqrt{\frac{2 g}{\rho_0 \sigma C_L} \cdot \frac{m_{MTO}}{S_w}}$$

- Die erforderliche Anfangssteiggeschwindigkeit $V_{v,0}$ ist abhängig von der geforderten Steigzeit t_{CLB} von einer Höhe $h_0 = 0$ auf eine Höhe h . Dabei wird die absolute Gipfelhöhe $h_{abs} = h_{CR}$ gemäß Tabelle vorgegeben

$$V_{v,0} = -\frac{h_{abs}}{t_{CLB}} \ln\left(1 - \frac{h}{h_{abs}}\right) \quad \text{gültig für } h < h_{abs} !$$

- Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderungen zur Steigzeit ist dann:

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \frac{V_{v,0}}{V_{CLB,0}} + \frac{1}{E}$$

Zeichnen und Auswerten des Entwurfsdiagramms

Ablesen: Entwurfspunkt: $\frac{m_{MTO}}{S_w} = 589 \text{ kg/m}^2$

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = 0,31$$

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

$$T_{CR}/T_{TO} = \frac{1}{\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \cdot E} = 0,172$$

$$h_{CR} = \frac{T_{CR}/T_{TO} + 0,0248 \mu - 0,7125}{0,0013 \mu - 0,0397} \text{ km} = \underline{\underline{12538 \text{ m}}}$$

oder

$$h_{CR} = \frac{T_{CR}/T_{TO} + 0,0248 \mu - 0,7125}{3,962 \cdot 10^{-7} \mu - 1,210 \cdot 10^{-5}} \text{ ft} =$$

Temperatur in Reiseflughöhe T :

Falls $h_{CR} \geq 11 \text{ km} = 36089 \text{ ft}$: $T = 216.65 \text{ K}$

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

$$T = 216,65 \text{ K}$$

Schallgeschwindigkeit in Reiseflughöhe a :

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

Reisefluggeschwindigkeit V :

$$V = M \cdot a = 242 \text{ m/s}$$

Kraftstoffanteil m_F / m_{MTO}

Forderung:	Reichweite:	R	=	2235 NM
Forderung:	Entfernung zum Ausweichflugplatz:	R_a	=	200 NM = 370400 m
Forderung:	"domestic reserves" (Kurz- und Mittelstreckenflugzeuge) <u>oder</u> "international reserves" (Langstreckenflugzeuge)			

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

<u>domestic reserves</u> FAR Part 121:	$R_{res} = R_a$	=	370400 m
<u>international reserves</u> FAR Part 121:	$R_{res} = 0,10 R + R_a$	=	
<u>oder international reserves</u> nach üblicher Auslegung:	$R_{res} = 0,05 R + R_a$	=	

Reichweitenfaktor B_s :

$$B_s = \frac{E \cdot V}{c \cdot g} = 28877285 \text{ m} \quad \text{Tipp: } c = SFC_T = 16 \cdot 10^{-6} \text{ kg/(Ns)}$$

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

$$M_{JJ,CR} = e^{-\frac{R}{B_s}} = 0,866$$

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):

$$M_{JJ,RES} = e^{-\frac{R_{res}}{B_s}} = 0,987$$

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

<u>domestic reserves:</u>	$t = 2700 \text{ s}$
<u>international reserves:</u>	$t = 1800 \text{ s}$

Zeitfaktor B_t :

$$B_t = \frac{B_s}{V} = 119330 \text{ s}$$

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

$$M_{ff,LOI} = e^{-\frac{t}{B_t}} = 0,978$$

Treibstoffmassenanteile der Missionssegmente (*mission segment mass fractions*)

Flugphase	Index	$M_{ff,flightphase}$	
		Strahlverkehrsflugzeug	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

$$M_{ff,std} = M_{ff,TO} \cdot M_{ff,CLB} \cdot M_{ff,CR} \cdot M_{ff,DES} \cdot M_{ff,L} = 0,845$$

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

$$M_{ff,res} = M_{ff,CLB} \cdot M_{ff,RES} \cdot M_{ff,LOI} \cdot M_{ff,DES} = 0,954$$

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

$$M_{ff} = M_{ff,std} \cdot M_{ff,res} = 0,806$$

Kraftstoffanteil

$$m_F / m_{MTO} = 1 - M_{ff} = 0,194$$

Betriebsleermassenanteil m_{OE} / m_{MTO}

$$\text{Statistik (LOFTIN): } \frac{m_{OE}}{m_{MTO}} = 0.23 + 1.04 \cdot \frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = 0,552$$

Nutzlast m_{PL}

Forderung: Anzahl der Passagiere (bzw. Sitze): $n_{seat} = 110$

Forderung: Masse der Fracht: $m_{cargo} = 2830 \text{ kg}$

$$m_{PL} = m_{PAX,ges} \cdot n_{seat} + m_{cargo} = 13060 \text{ kg}$$

Entwurfsannahmen über Massen von Passagieren und Gepäck für die Flugzeugauslegung

	Kurz- und Mittelstrecke	Langstrecke
durchschnittliche Masse eines Passagiers, m_{PAX}	79.4 kg	79.4 kg
durchschnittliche Masse des Gepäcks eines Passagiers, $m_{PAX,baggage}$	13.6 kg	18.1 kg
Summe, $m_{PAX,ges}$	93.0 kg	97.5 kg

Berechnung der Entwurfsparameter

Maximale Abflugmasse $m_{MTO} = \frac{m_{PL}}{1 - \frac{m_F}{m_{MTO}} - \frac{m_{OE}}{m_{MTO}}} = \underline{\underline{51543 \text{ kg}}}$

Maximale Landemassee $m_{ML} = m_{MTO} \frac{m_{ML}}{m_{MTO}} = \underline{\underline{47935 \text{ kg}}}$

Betriebsleermasse $m_{OE} = m_{MTO} \frac{m_{OE}}{m_{MTO}} = \underline{\underline{28472 \text{ kg}}}$

Flügelfläche $S_W = m_{MTO} / \left(\frac{m_{MTO}}{S_W} \right) = \underline{\underline{88 \text{ m}^2}}$

Schub (alle Triebwerke zusammen) $T_{TO} = m_{MTO} \cdot g \cdot \left(\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \right) = \underline{\underline{156746 \text{ N}}}$

Schub (ein Triebwerk) $\frac{T_{TO}}{n_E} =$

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

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

$$m_{F,erf} = m_{MTO} (1 - M_{ff,ES} \cdot M_{ff,T} \cdot M_{ff}) = 10837 \text{ Kg}$$

Erforderliches Tankvolumen:

$$V_{F,erf} = m_{F,erf} / \rho = \underline{\underline{13,5 \text{ m}^3}}$$

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

Überprüfung der maximalen Landmasse m_{ML}

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

Die maximale Leertankmasse (maximum zero fuel):

$$m_{MZF} = m_{OE} + m_{MPL} = 41532 \text{ Kg}$$

Die Masse des Reservekraftstoffes ist

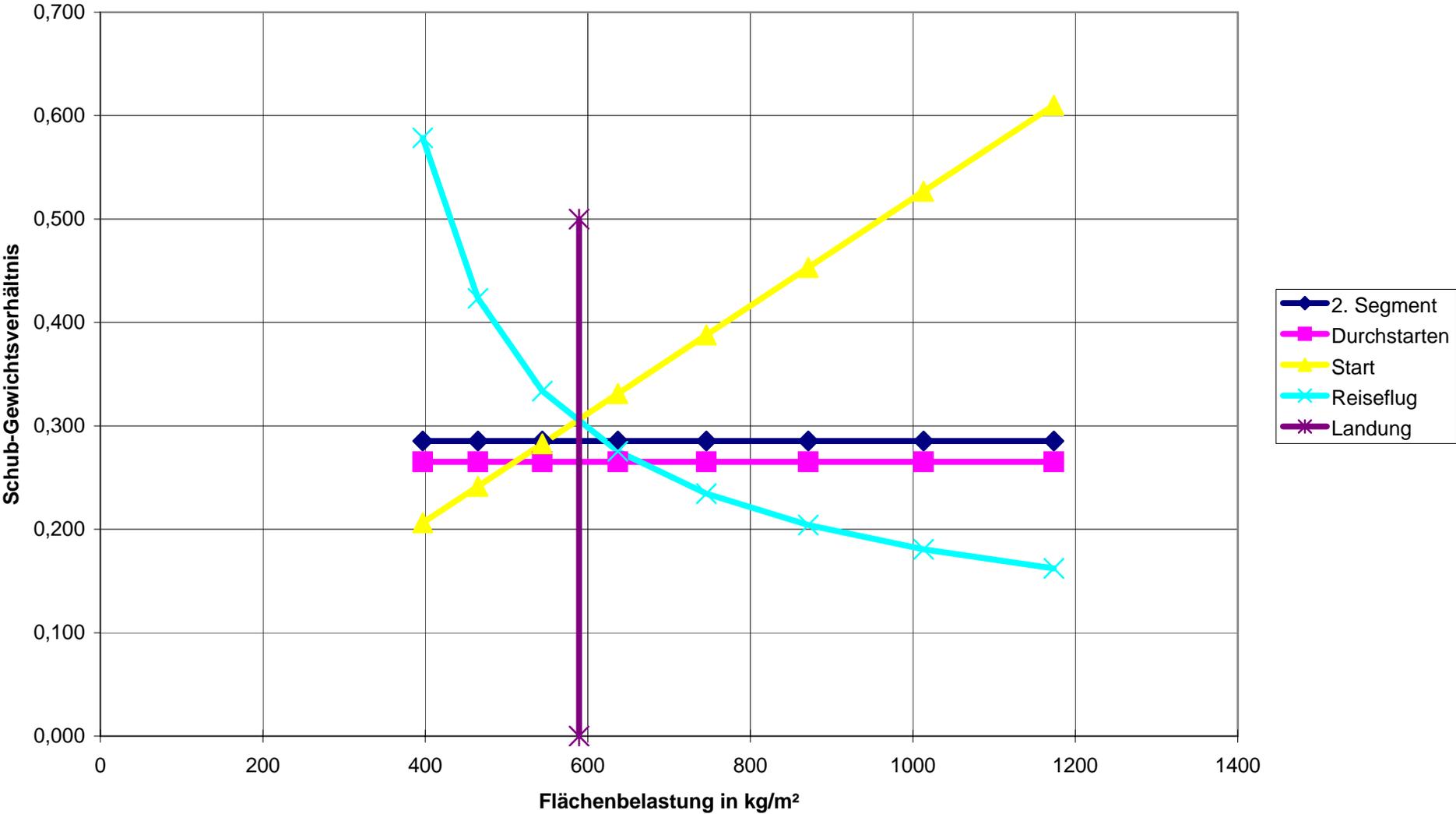
$$m_{F,res} = m_{MTO} (1 - M_{ff,res}) = 2391 \text{ Kg}$$

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

$$47935 \text{ Kg} \geq 43923 \text{ Kg} \quad \text{o.k.? } \textcircled{\text{ja}} \text{ nein}$$

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

Entwurfsdiagramm



$$\begin{aligned}
 2.2) \quad a) \quad R &= \frac{E \cdot V}{c \cdot g} \ln \frac{m_{MTO}}{m_{OE} + m_{PL}} \\
 &= \frac{20 \cdot 242 \text{ m} \cdot \text{Ns} \cdot \text{kg}}{5 \cdot 16 \cdot 10^{-6} \text{ kg} \cdot 9.81 \text{ N}} \ln \frac{368}{168 + 30} \\
 &= \underline{\underline{19113 \text{ km}}}
 \end{aligned}$$

Kraftstoffverbrauch dabei:

$$\begin{aligned}
 m_F &= m_{MTO} - m_{OE} - m_{PL} \\
 &= 368000 \text{ kg} - 168000 \text{ kg} - 30000 \text{ kg} \\
 &= 170000 \text{ kg}
 \end{aligned}$$

b) 3 Teilstrecken zu je

$$R_T = 19113 \text{ km} / 3 = 6371 \text{ km}$$

$$R_T = \frac{E \cdot V}{c \cdot g} \ln \frac{m_{OE} + m_{PL} + m_{FT}}{m_{OE} + m_{PL}}$$

$$\frac{m_{OE} + m_{PL} + m_{FT}}{m_{OE} + m_{PL}} = 1 + \frac{m_{FT}}{m_{OE} + m_{PL}} = e^{\frac{R_T c g}{E \cdot V}}$$

$$m_{FT} = (m_{OE} + m_{PL}) \left[e^{\frac{R_T c g}{E \cdot V}} - 1 \right]$$

$$m_{FT} = 45442 \text{ kg}$$

$$m_F = 3 \cdot m_{FT} = 136325 \text{ kg}$$

$$\Delta m_F = m_{F_a) - m_{F_b)} = 33675 \text{ kg} \approx \underline{\underline{19.8\%}}$$

$$2.3) \quad a) \quad L_{L03} = L_F \cdot 0.385 = 24,51 \text{ m}$$

Container Tiefe: 1,53 m

$$\text{Anzahl Full Size Container: } \frac{24,51}{1,53} = 16$$

$$\text{Anzahl Half Size Container: } \underline{\underline{32}}$$

$$b) \quad 440 \text{ Passagiere } \hat{=} 97,5 \text{ kg} : 42900 \text{ kg}$$

$$\text{davon Gepäck } \hat{=} 18,1 \text{ kg} : 7964 \text{ kg}$$

$$\text{Fracht: } 47500 \text{ kg} - 42900 \text{ kg} : 4600 \text{ kg}$$

$$\text{Gepäckvolumen (170 kg/m}^3\text{): } \underline{\underline{46,85 \text{ m}^3}}$$

$$\text{Frachtvolumen (160 kg/m}^3\text{): } \underline{\underline{28,75 \text{ m}^3}}$$

c) Gepäck in Kabine:

$$440 \cdot 0,05 \text{ m}^3 = 22 \text{ m}^3$$

Gepäck im Frachtraum:

$$46,85 \text{ m}^3 - 22 \text{ m}^3 = \underline{\underline{24,85 \text{ m}^3}}$$

d) Benötigt werden für

$$28,75 \text{ m}^3 + 24,85 \text{ m}^3 = 53,6 \text{ m}^3$$

und damit

$$53,6 \text{ m}^3 / 4,5 \text{ m}^3 = \underline{\underline{12 \text{ Container}}}$$

Bei verfügbaren 32 Containern

reicht das aus.

2.4)

$$m_{LG,i} = K_{LG} \left(A_{LG} + B_{LG} \cdot m_{MTO}^{3/4} + C_{LG} \cdot m_{MTO} + D_{LG} \cdot m_{MTO}^{3/2} \right)$$

Hier: "other civil type"

"Tiefdecker"

"retractable gear"

Für $i = N$ (nose gear)

$$m_{LG,N} = \underline{\underline{1897.3 \text{ kg}}}$$

Für $i = M$ (main gear)

$$m_{LG,M} = \underline{\underline{13946 \text{ kg}}}$$

2.5) a)

$$M_{DD} = 0,82$$

$$M_{DD,eff} = M_{DD} \cdot \sqrt{\cos \varphi_{25}} = 0,785$$

$$k_M = 1,2 \quad \text{für neuere superkritische Profile}$$

$$C_L = 0,676$$

$$(t/c) = 0,3 \cdot \cos \varphi_{25} \cdot \left(\left[1 - \frac{5 + M_{DD,eff}^2}{5 + (k_M - 0,25 \cdot C_L)^2} \right]^{3,5} \cdot \frac{\sqrt{1 - M_{DD,eff}^2}}{M_{DD,eff}^2} \right)^{\frac{2}{3}} = 0,105$$

b)

$$\lambda_{opt} = 0,45 \cdot e^{-0,036 \cdot \varphi_{25}} = 0,1931$$

Mindestwert für $\lambda_{opt} = 0,2$