



Lösung zur Klausur Flugzeugentwurf SS 2005

Datum: 30.06.2005

1. Klausurteil

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

1. endurance	Höchstflugdauer
2. entry into service	Indienststellung
3. zero fuel mass	Leertankmasse
4. joined wing aircraft	Flugzeug mit verbundenen Flügeln
5. empennage	Leitwerk
6. airline	Luftverkehrsgesellschaft
7. carry-on baggage	Handgepäck
8. gross weight	Gesamtgewicht
9. profit	Gewinn
10. boundary layer	Grenzschicht
11. drag divergence Mach number	Machzahl des Widerstandanstiegs
12. wetted area	benetzte Oberfläche

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

1. Flughandbuch	flight manual
2. Flughöhe	altitude
3. Flugzeugentwurf	aircraft design
4. Fracht	cargo
5. Gepäck	baggage
6. Hinterholm	rear spar
7. Gier-Roll-Schwingung	Dutch roll
8. Hochauftriebssystem	high lift system
9. Krüger-Klappe	Kruger flap
10. Manövrierfähigkeit	maneuverability
11. Musterzulassung	type certificate
12. Nurflügelflugzeug	flying wing

- 1.3) Gezeigt ist die Dreiseitenansicht einer VFW 614. 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) Nennen Sie die Schritte im Entwurfsablauf (nach Vorlesung) von der Dimensionierung bis zur Berechnung der Betriebskosten!



Dimensionierung, Rumpfauslegung, Flügelauslegung, Klappensystem, Leitwerk (I), Masse und Schwerpunkt, Stabilität und Steuerbarkeit (Leitwerk II), Fahrwerk, Polare, Überprüfung der Flugleistungen, Betriebskosten

- 1.6) Berechnen Sie die Nutzlast eines Kurzstrecken Passagierflugzeugs, das 100 Passagiere transportiert und zusätzlich noch eine Tonne Fracht aufnehmen kann.

Nutzlast: $100 \cdot 93 \text{ kg} + 1000 \text{ kg} = 10300 \text{ kg}$

- 1.7) Worin unterscheiden sich normal aeroplanes, utility aeroplanes, aerobatic aeroplanes, commuter aeroplanes und large aeroplanes gemäß den Zulassungsvorschriften.

aircraft type	normal, utility and aerobatic aeroplanes	commuter aeroplanes	large aeroplanes
characteristics	passenger seats ≤ 9 MTOW $\leq 5700 \text{ kg}$	passenger seats ≤ 19 MTOW $\leq 8600 \text{ kg}$ propeller driven twin-engined	MTOW $> 5700 \text{ kg}$

Normal aeroplanes: $n_z \leq 2,5 \dots 3,8$

Utility aeroplanes: $n_z \leq 4,4$

Aerobatic Aeroplanes: $n_z \leq 6,0$

- 1.8) Welche Aufgabe haben die ein Advisory Circular (AC25-?)? Welche Aufgabe haben die Advisory Circular Joint (ACJ)?

Sie helfen bei der Interpretation und Auslegung der Zulassungsvorschriften.

- 1.9) Nennen Sie drei Beispiele für eine "ungewöhnlichen Flugzeugkonfiguration"!

Entenflugzeug (Canard), Nurflügelflugzeug, Doppelrumpfflugzeug

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

Definitionsgemäß: $C_{D,wave} = 0$

- 1.11) Welche Anforderungen werden gemäß dem Dimensionierungsverfahren nach LOFTIN in das Entwurfsdiagramm eingezeichnet? Wie ermittelt man darauf den Entwurfspunkt?

- o Anforderungen aus: Start, Landung, Reiseflug, 2. Segment und Durchstartmanöver.
- o Zulässigen Auslegungsbereich finden: Links von der (senkrechten) Linie der Landung und oberhalb aller anderen Linien.
- o Entwurfspunkt am untersten Punkt des Zulässigen Auslegungsbereiches (geringes Schub-Gewichtsverhältnis). Im Zweifel auf horizontaler Linien nach rechts wandern (zu hohen Flächenbelastungen).

- 1.12) Welche Anforderung muss ein Flugzeug im 2. Segment (nach FAR 25.121) erfüllen? Nennen Sie konkret die Anforderungen abhängig von der Triebwerksanzahl!

Steiggradient bei Triebwerksausfall größer als
 2,4 % bei Flugzeug mit zwei Triebwerken,
 2,7 % bei Flugzeug mit drei Triebwerken,
 3,0 % bei Flugzeug mit vier Triebwerken.

- 1.13) Bei einer Flugzeugdimensionierung mit Hilfe des Entwurfsdiagramms (nach LOFTIN) stellt man fest, dass das Schub-Gewichtsverhältnis aus der Zulassungsforderung beim Durchstartmanöver folgt. Welche Flugzeugparameter können Sie wie verändern (nennen Sie drei Parameter), um das erforderliche Schub-Gewichtsverhältnis abzusenken?

1. Das Verhältnis $\frac{m_{ML}}{m_{MTO}}$ absenken.
2. Die Anzahl der Triebwerke erhöhen.
3. Die Gleitzahl im Landeanflug verbessern.

- 1.14) Bei der Dimensionierung nach LOFTIN gelingt es nicht direkt das Schub-Gewichtsverhältnis im Reiseflug als Funktion der Flächenbelastung zu berechnen. Über welchen „Trick“ wird dies trotzdem möglich?

Man berechnet getrennt das Schub-Gewichtsverhältnis und die Flächenbelastung als Funktion der Flughöhe. Damit hat man dann auch eine Tabelle mit Werten zum Schub-Gewichtsverhältnis als Funktion der Flächenbelastung.

- 1.15) Nennen Sie jeweils einen typischen Wert von Passagierflugzeugen für folgende Parameter: Schub-Gewichtsverhältnis, Flächenbelastung, Verhältnis aus Referenzflügelfläche und benetzter Fläche, maximale Gleitzahl, Nullwiderstandsbeiwert.

Schub-Gewichtsverhältnis	:	0,25
Flächenbelastung	:	700 kg/m ²
Verhältnis aus Referenzflügelfläche und benetzter Fläche	:	6
maximale Gleitzahl	:	20
Nullwiderstandsbeiwert	:	0,02

- 1.16) Nennen Sie die Gleichung mit der aus: Nutzlast, Kraftstoffanteil und Betriebsleermassenanteil die Abflugmasse berechnet werden kann!

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

- 1.17) Nennen Sie 5 Forderungen an ein Fahrwerk, die sich aus den Zulassungsvorschriften ergeben!

- o Kippstabilität bis $\sim 0.7g$ a_y
- o Freiwinkel für Heck und Triebwerke
- o Aussteuern eines Triebwerksausfalles
- o Abbremsen von MTOW bei V_1
- o Frei-Fall Fähigkeit
- o Landung mit 10 ft/sec ohne Abfangen
- o Abbremsen von MLW bei V_{app}

- 1.18) Man unterscheidet den Heckfreiwinkel mit Hauptfahrwerk „compressed“ oder „extended“. Welche der beiden Fahrwerkszustände ist bei der Landung maßgebend, welche beim Start?

Landung: Hauptfahrwerk "compressed"
 Start: Hauptfahrwerk "extended"

- 1.19) Welcher Parameter ist heute für die Beschreibung der Bodenbelastung durch ein Flugzeug maßgebend. Nennen Sie die Abkürzung und die volle Bezeichnung des Parameters!

ACN = aircraft classification number

- 1.20) Es soll ein Flugzeug mit einer maximalen Abflugmasse von 300 t entworfen werden. Wie viele Räder sind überschlägig am Hauptfahrwerk erforderlich?

$$300 \text{ t} / 30 \text{ t/Rad} = 10 \text{ Räder}$$

- 1.21) Warum wird bei Passagierflugzeugen als Tiefdecker in der Regel ein Doppeltrapezflügel eingesetzt mit einem Knick in der Flügelhinterkante?

... um das Fahrwerk abhängig vom Schwerpunkt an der richtigen Position strukturell aufnehmen zu können.

- 1.22) Die Auftriebsverteilung kann a) elliptisch gewählt werden oder b) dreieckig (also stärker nach innen verschoben). Welchen Hauptvorteile haben die beiden Auslegungsvarianten jeweils?

Vorteil a): beste Aerodynamik (geringer Widerstand)

Vorteil b): geringeres Wurzelbiegemoment und damit geringere Flügelmasse

1.) Dimensionierung

Berechnungen zu den Flugphasen Anflug, Landung, Start, 2. Segment und Durchstarten

Eingabewerte sind **fett blau** gedruckte Werte.
 Erfahrungswerte sind **leicht blau** gedruckte Werte. Felder normal NICHT ändern
 Ergebnisse sind **rot** gezeigt. Diese Felder NICHT verändern
 Zwischenwerte, Konstanten, ... sind schwarz gezeigt!
 "<<<<" zeigt besondere Eingaben oder Eingriffe des Anwenders

Autor:
Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME
HAW Hamburg
<http://www.ProfScholz.de>
 Beispieldaten: Siehe Klausur SS0!



Anflug (Approach)

Faktor	k_{APP}	1,7 (m/s ²) ^{0,5}
Umrechnungsfaktor	m/s -> kt	1,944 kt / m/s

Gegeben: Sicherheitslandestrecke

Sicherheitslandestrecke	S_{LFL}	ja 1700 m
Anfluggeschwindigkeit	V_{APP}	70,1 m/s
Anfluggeschwindigkeit	V_{APP}	136,2 kt

<<<< ja oder nein

$$V_{APP} = k_{APP} \cdot \sqrt{S_{LFL}}$$

Gegeben: Anfluggeschwindigkeit

Anfluggeschwindigkeit	V_{APP}	nein 136,2 kt
Anfluggeschwindigkeit	V_{APP}	70,1 m/s
Sicherheitslandestrecke	S_{LFL}	1699 m

$$V_{APP} = \left(\frac{S_{LFL}}{k_{APP}} \right)^2$$

Landung (Landing)

Sicherheitslandestrecke	S_{LFL}	1700 m
Dichteverhältnis	σ	1
Faktor	k_L	0,107 kg/m ³
max. Auftriebsbeiwert, Landung	$C_{L,max,L}$	2,6
Massenverhältnis, Landung-Start	m_{ML} / m_{TO}	0,75
Flächebelastung bei Landemasse	m_{ML} / S_W	473 m
Flächebelastung bei Startmasse	m_{MTO} / S_W	631 kg/m²

$$m_{ML} / S_W = k_L \cdot \sigma \cdot C_{L,max,L} \cdot S_{LFL}$$

$$m_{MTO} / S_W = \frac{m_{ML} / S_W}{m_{ML} / m_{MTO}}$$

1.) Dimensionierung

Start (Take-Off)

Sicherheitsstartstrecke	s_{TOFL}	3048 m
Dichteverhältnis	σ	1
Faktor	k_{TO}	2,34 m ³ /kg
Erfahrungswert für $C_{L,max,TO}$	$0,8 \cdot C_{L,max,L}$	2,08
max. Auftriebsbeiwert, Start	$C_{L,max,TO}$	2,08
Geradensteigung	a	0,0003691
Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO}/m_{MTO} \cdot g$ bei $m_{MTO}/S_W=600\text{kg}/\text{m}^2$	0,221

$$a = \frac{T_{TO} / (m_{MTO} \cdot g)}{m_{MTO} / S_W} = \frac{k_{TO}}{s_{TOFL} \cdot \sigma \cdot C_{L,max,TO}}$$

2. Segment

Berechnung der Gleitzahl

Streckung	A	10,02
Auftriebsbeiwert, Start	$C_{L,TO}$	1,44
Nullwiderstandsbeiwert, clean	$C_{D,0}$ (bei Berechnung: 2. Segment)	0,020
Nullwiderstandsbeiwert, durch Flaps	$\Delta C_{D,flap}$	0,017
Nullwiderstandsbeiwert, durch Slats	$\Delta C_{D,slat}$	0,000
Profilwiderstandsbeiwert	$C_{D,P}$	0,040
Oswald-Faktor; mit Klappenausschlag	e	0,7
Gleitzahl in Startkonfiguration	E_{TO}	10,72

	n_E	$\sin(\gamma)$
	2	0,024
	3	0,027
	4	0,030

Berechnung des Schub-Gewichts-Verhältnis

Anzahl der Triebwerke	n_E	2
Steiggradient	$\sin(\gamma)$	0,024
Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	0,234

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

1.) Dimensionierung

Durchstarten (Missed Approach)

Berechnung der Gleitzahl

Auftriebsbeiwert, Landung	$C_{L,L}$	1,54
Nullwiderstandsbeiwert, clean	$C_{D,0}$ (bei Berechnung: Durchstarten)	0,020
Nullwiderstandsbeiwert, durch Flaps	$\Delta C_{D,flap}$	0,022
Nullwiderstandsbeiwert, durch Slats	$\Delta C_{D,slat}$	0,000
Abfrage:	Zulassungsbasis: JAR-25 bzw. CS-25	ja
	Zulassungsbasis: FAR Part 25	nein
Nullwiderstandsbeiwert, durch Fahrwerk	$\Delta C_{D,gear}$	0,015
Profilwiderstandsbeiwert	$C_{D,P}$	0,055
Gleitzahl in Landekonfiguration	E_L	9,47

Berechnung des Schub-Gewichts-Verhältnis

Steiggradient	$\sin(\gamma)$	0,021
Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	0,190

	JAR-25 bzw. CS-25	FAR Part 25
$\Delta C_{D,gear}$	0,015	0,000

<<<< ja oder nein

n_E	$\sin(\gamma)$
2	0,021
3	0,024
4	0,027

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \left(\frac{n_E}{n_E - 1} \right) \cdot \left(\frac{1}{E_L} + \sin \gamma \right) \cdot \frac{m_{ML}}{m_{MTO}}$$

2.) max. Gleitzahl im Reiseflug

Abschätzung des Parameters k_E mit 1.), 2.) oder 3.)

1.) Aus der Theorie

Oswald-Faktor für k_E	e	0,85
äquivalenter Oberflächenwiderstandbeiwert	C_f quer	0,003
Faktor	k_E	14,9

2.) Nach RAYMER

Faktor	k_E	15,8
--------	-------	------

3.) Aus eigener Statistik

Faktor	k_E	???
--------	-------	-----

Abschätzung der maximalen Gleitzahl im Reiseflug, E_{max}

Faktor	k_E gewählt	15,8	<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung
Oberflächenverhältnis	S_{wet} / S_w	6,1	$S_{wet} / S_w = 6,0 \dots 6,2$
Streckung	A	10,02 (aus Teil 1)	
max. Gleitzahl	E_{max}	20,25	
	oder		
max. Gleitzahl	E_{max} gewählt	20,25	<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung

3.) Dimensionierung

3.) Dimensionierung

Berechnungen zu Reiseflug, Entwurfsdiagramm, Kraftstoffmasse, Betriebsleermasse und den Flugzeugparametern: m_{MTO} , m_L , m_{OE} , S_W , T_{TO} , ...

Parameter		Wert
Nebenstromverhältnis	BPR	9,5
max. Gleitzahl, Reiseflug	E_{max}	20,25 (aus Teil 2)
Streckung	A	10,02 (aus Teil 1)
Oswald-Faktor, clean	e	0,85
Nullwiderstandsbeiwert	$C_{D,0}$	0,016
Auftriebsbeiw. bei E_{max}	$C_{L,m}$	0,66
Machzahl, Reiseflug	M_{CR}	0,85

$$C_{D,0} = \frac{\pi \cdot A \cdot e}{4 \cdot E_{max}^2}$$

$$C_{L,m} = \sqrt{C_{D,0} \cdot \pi \cdot A \cdot e}$$

Parameter	Wert
V/V_m	1,31607401
$C_L/C_{L,m}$	0,577
C_L	0,381
E	17,537

Jet, Theorie, Optimum: 1,316074013

$$C_L / C_{L,m} = 1 / (V / V_m)^2$$

$$E = E_{max} \cdot \frac{2}{\left(\frac{C_L}{C_{L,m}}\right) + \left(\frac{C_L}{C_{L,m}}\right)^2}$$

Konstanten		
Isentropenexponent, Luft	γ	1,4
Erdbeschleunigung	g	9,81 m/s ²
Luftdruck, ISA, Standard	p_0	101325 Pa
Eulersche Zahl	e	2,718282

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \frac{1}{(T_{CR} / T_0) \cdot (L / D)_{max}}$$

$$\frac{m_{MTO}}{S_W} = \frac{C_L \cdot M^2}{g} \cdot \frac{\gamma}{2} \cdot p(h)$$

Flughöhe		Reiseflug				2. Segment	Durchstarten	Start	Reiseflug	Landung
h [km]	h [ft]	T_{CR} / T_{TO}	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	$p(h)$ [Pa]	m_{MTO} / S_W [kg/m ²]	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$				
0	0	0,477	0,120	101325	1993	0,234	0,190	0,74	0,12	
1	3281	0,450	0,127	89873	1767	0,234	0,190	0,65	0,13	
2	6562	0,422	0,135	79493	1563	0,234	0,190	0,58	0,14	
3	9843	0,395	0,144	70105	1379	0,234	0,190	0,51	0,14	
4	13124	0,368	0,155	61636	1212	0,234	0,190	0,45	0,16	
5	16405	0,340	0,168	54015	1062	0,234	0,190	0,39	0,17	
6	19686	0,313	0,182	47176	928	0,234	0,190	0,34	0,18	
7	22967	0,285	0,200	41056	807	0,234	0,190	0,30	0,20	
8	26248	0,258	0,221	35595	700	0,234	0,190	0,26	0,22	
9	29529	0,231	0,247	30737	604	0,234	0,190	0,22	0,25	
10	32810	0,203	0,280	26431	520	0,234	0,190	0,19	0,28	
11	36091	0,176	0,324	22627	445	0,234	0,190	0,16	0,32	
12	39372	0,149	0,383	19316	380	0,234	0,190	0,14	0,38	
13	42653	0,121	0,470	16498	324	0,234	0,190	0,12	0,47	
					631					0
					631					0,5
Hinweise:	1m=3,281 ft	$T_{CR}/T_{TO} = f(BPR, h)$	Gl.(5.27)	Gl. (5.32/5.33)	Gl. (5.34)	aus Teil 1	aus Teil 1	aus Teil 1	Wiederholung für den Plot	aus Teil 1

3.) Dimensionierung

Flächenbelastung	m_{MTO} / S_W	631 kg/m ²	<<<< Entwurfspunkt aus Entwurfsdiagramm ablesen
Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO} / (m_{MTO} * g)$	0,234	<<<< Entwurfspunkt aus Entwurfsdiagramm ablesen
Schubverhältnis	$(T_{CR} / T_{TO})_{CR}$	0,244	
Reise Flughöhe	h_{CR}	8527 m	
Temperatur, Troposphäre	$T_{Troposphäre}$	232,72 K	$T_{Stratosphäre}$ 216,65 K
Temperatur, h_{CR}	$T(h_{CR})$	232,72	
Schallgeschwindigkeit, h_{CR}	a	306 m/s	
Reisefluggeschwindigkeit	V_{CR}	260 m/s	

Umrechnungsfaktor	NM -> m	1852 m/NM	
Auslegungsreichweite	R	8500 NM	
Auslegungsreichweite	R	15742000 m	
Flugstrecke zum Ausweichplatz	$S_{to_alternate}$	200 NM	
Flugstrecke zum Ausweichplatz	$S_{to_alternate}$	370400 m	
Reserveflugstrecken	$S_{res_domestic}$	370400 m	$S_{res_inter.}$ 1157500 m

5% Kraftstoffreserven, Strecke

Reserveflugstrecke, gewählt	S_{res}	1157500 m	<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung
Spez.Kraftstoffverbrauch, Reise	SFC_{CR}	1,40E-05 kg/N/s	typischer Wert: 1,60E-05 kg/N/s
Breguet-Faktor, Reichweite	B_s	33198118 m	
Fuel-Fraction, Reiseflug	$M_{ff,CR}$	0,622	
Fuel-Fraction, Reserveflugstr.	$M_{ff,RES}$	0,966	

FAR Part 121	t_{loiter}
domestic	2700 s
international	1800 s

Flugzeit im Warteflug	t_{loiter}	1800 s	<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung
Spez.Kraftstoffverbr., Warteflug	SFC_{loiter}	1,40E-05 kg/N/s	
Breguet-Faktor, Flugzeit	B_t	127691 s	
Fuel-Fraction, Warteflug	$M_{ff,loiter}$	0,986	

Fuel-Fraction, Triebwerksstart	$M_{ff,engine}$	0,990 <<<< Werte
Fuel-Fraction, Rollen	$M_{ff,taxi}$	0,990 <<<< kopieren
Fuel-Fraction, Start	$M_{ff,TO}$	0,995 <<<< aus
Fuel-Fraction, Steigflug	$M_{ff,CLB}$	0,998 <<<< Tabelle
Fuel-Fraction, Sinkflug	$M_{ff,DES}$	0,990 <<<< rechts
Fuel-Fraction, Landung	$M_{ff,L}$	0,992 <<<<

Phase	M_{ff} nach Flugphase [Roskam]	
	transport jet	business jet
engine start	0,990	0,990
taxi	0,990	0,995
take-off	0,995	0,995
climb	0,998	0,998
descent	0,990	0,990
landing	0,992	0,992

3.) Dimensionierung

Fuel-Fraction, Standardflug	$M_{ff, std}$	0,607
Fuel-Fraction, alle Reserven	$M_{ff, res}$	0,941
Fuel-Fraction, gesamt	M_{ff}	0,571
Kraftstoffmassenanteil	m_F/m_{MTO}	0,429

Betriebsleermassenverhältnis	m_{OE}/m_{MTO}	0,473
Betriebsleermassenverhältnis	m_{OE}/m_{MTO}	xxx
Betriebsleermassenverhältnis	m_{OE}/m_{MTO}	0,473

nach Loftin
nach Statistik (falls gegeben)

<<<< **Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung**

Abfrage:	Kurz- / Mittelstr. Langstrecke	nein ja
Masse: Passagier mit Gepäck	m_{PAX}	97,5 kg
Anzahl der Passagiere	n_{PAX}	217
Frachtmasse	m_{cargo}	0 kg
Nutzlast	m_{PL}	21158 kg

<<<< **Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung**

in kg	Kurz- und Mittelstrecke	Langstrecke
m_{PAX}	93,0	97,5

maximale Abflugmasse	m_{MTO}	216600 kg
maximale Landemasse	m_{ML}	162450 kg
Betriebsleermasse	m_{OE}	102530 kg
Kraftstoffmasse für Standardflug	m_F	92913 kg
Flügelfläche	S_w	343 m²
Startschub	T_{TO}	497214 N
Startschub EINES Triebwerks	T_{TO} / n_E	248607 N
Startschub EINES Triebwerks	T_{TO} / n_E	55887 lb

alle Triebwerke zusammen
ein Triebwerk
ein Triebwerk

Kraftstoffmasse, erforderlich	$m_{F, erf}$	95374 kg
Kraftstoffdichte	ρ_F	800 kg/m ³
Kraftstoffvolumen, erforderlich	$V_{F, erf}$	119,2 m³

(später zu vergleichen mit der Tankgeometrie)

max. Nutzlast	m_{MPL}	21158 kg
max. Leertankmasse	m_{MZF}	123687 kg

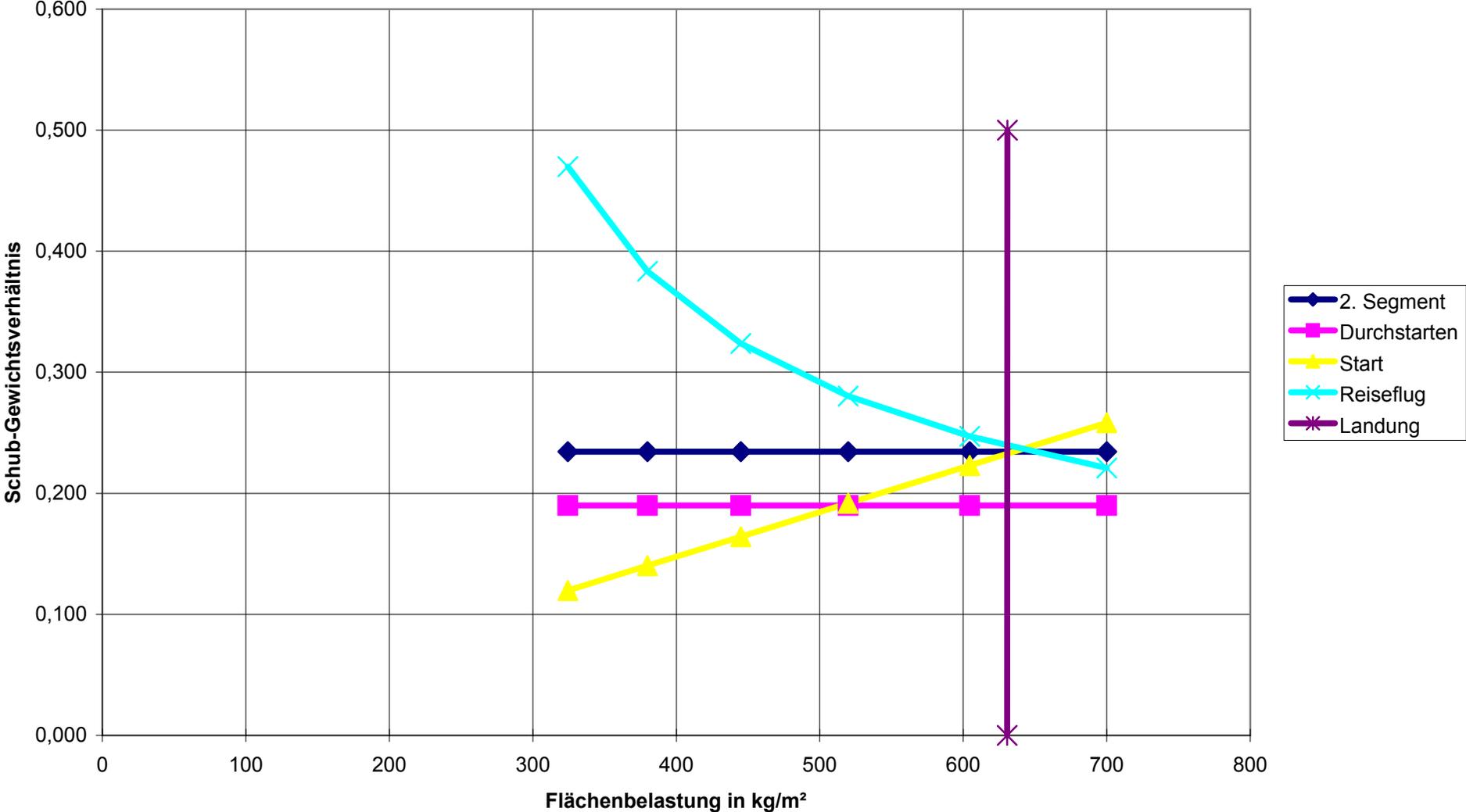
Kraftstoffmasse, alle Reserven	$m_{F, res}$	12821 kg
--------------------------------	--------------	----------

Überprüfung der Annahmen:	check:	m_{ML}	>	$m_{MZF} + m_{F, res}$?
		162450 kg	>		136508 kg

ja

Dimensionierung erfolgreich beendet!

Entwurfsdiagramm



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}	= 1700 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:	$C_{L,max,L}$	= 2,6
<i>Gewählt:</i>	max. Landemasse / max. Startmasse:	m_{ML} / m_{MTO}	= 0,75
	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:

$$m_{MTO} / S_w \leq \frac{k_L \cdot \sigma \cdot C_{L,max,L} \cdot s_{LFL}}{m_{ML} / m_{MTO}} = 631 \text{ kg/m}^2$$

Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderung zur Startstrecke

<i>Forderung:</i>	Sicherheitsstartstrecke:	s_{TOFL}	= 3048 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:	$C_{L,max,TO}$	= 2,08
	Tipp: $C_{L,max,TO} = 0,8 \cdot C_{L,max,L}$		



Schub-Gewichtsverhältnis / Flächenbelastung aus Forderung zur Sicherheitsstartstrecke:

$$a = \frac{T_{TO} / (m_{MTO} \cdot g)}{m_{MTO} / S_W} \geq \frac{k_{TO}}{s_{TOFL} \cdot \sigma \cdot C_{L,max,TO}} = 0,000369$$

Zum Zeichnen der Geraden zur Startstrecke in das Entwurfsdiagramm:

$$\text{Für } m_{MTO} / S_W = 600 \text{ kg/m}^2 : T_{TO} / (m_{MTO} \cdot g) = 0,22$$

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

Daten zur Berechnung:

$$\text{Gewählt: Streckung: } A = 10,02$$

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

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

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

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

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

(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

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

$$C_{D,P} = C_{D,0} + \Delta C_{D,flap} + \Delta C_{D,slat} + \Delta C_{D,gear} = 0,040$$

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

$$E = \frac{C_L}{C_{D,P} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e}} = 10,73$$

Gleitzahl beim Durchstarten

$$C_L = \frac{C_{L,max,L}}{1,69} = 1,54$$

$$C_{D,P} = C_{D,0} + \Delta C_{D,flap} + \Delta C_{D,slat} + \Delta C_{D,gear} = 0,055$$

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

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

$$E = \frac{C_L}{C_{D,P} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e}} = 9,47$$

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): $n_E = 2$
Abgeschätzt: Gleitzahl im 2. Segment (siehe oben): $E = 10,73$

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

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

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): $E = 9,47$
Schub-Gewichtsverhältnis aus Forderung zum Steiggradienten beim Durchstarten:

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \geq \left(\frac{n_E}{n_E - 1} \right) \cdot \left(\frac{1}{E} + \sin \gamma \right) \cdot \frac{m_{ML}}{m_{MTO}} = 0,190$$

Gleitzahl im Reiseflug

Abgeschätzt: $E_{max} = k_E \sqrt{S_{wet} / S_W} = 20,25$

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.) k_E nach Daten von RAYMER: $k_E = 15,8$

Tipp: $S_{wet} / S_W = 6,0 \dots 6,2$ $S_{wet} / S_W = 6,1$

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

$$C_{L,md} = \frac{\pi A e}{2 E_{max}} = 0,66$$

Gewählt: Reisefluggeschw./ Geschw. geringsten Widerstands: $V / V_{md} = 1,316$

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

Tatsächlicher Auftriebsbeiwert / Auftriebsbeiwert bei Flug mit geringstem Widerstand:

$$C_L / C_{L,md} = 1 / (V / V_{md})^2 = 0,577$$

$$C_L = \frac{C_{L,md}}{(V / V_{md})^2} = 0,381$$

Tatsächliche Gleitzahl im Reiseflug:

$$E = \frac{2 E_{max}}{\frac{1}{\left(\frac{C_L}{C_{L,md}} \right)} + \left(\frac{C_L}{C_{L,md}} \right)} = 17,54$$

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	700	0,258	0,221			
9	30800	604	0,231	0,247			
10	26500						
11	22700						
12	19399						
13	16579						
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: $M = 0,85$
 Gewählt: Nebenstromverhältnis (BPR): $\mu = 9,5$

- 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:

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

- 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

Ablese: Entwurfspunkt: $\frac{m_{MTO}}{S_w} = 631 \text{ kg/m}^2$

$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = 0,234$

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

$$T_{CR}/T_{TO} = \frac{1}{\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \cdot E} = 0,244$$

$$h_{CR} = \frac{T_{CR}/T_{TO} + 0,0248 \mu - 0,7125}{0,0013 \mu - 0,0397} \text{ km} = 8527 \text{ m}$$

oder

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

Temperatur in Reiseflughöhe T :

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

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

$$T = 233 \text{ K}$$



Schallgeschwindigkeit in Reiseflughöhe a :

$$a = a_0 \sqrt{T/T_0} = 306 \text{ m/s} \quad a_0 = 340.294 \text{ m/s}$$

Reisefluggeschwindigkeit V :

$$V = M \cdot a = 260 \text{ m/s}$$

Kraftstoffanteil m_F / m_{MTO}

Forderung: Reichweite: $R = 8500 \text{ NM} = 15742000 \text{ m}$
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: $R_{res} = R_a =$
international reserves FAR Part 121: $R_{res} = 0,10 R + R_a =$
oder international reserves nach üblicher Auslegung: $R_{res} = 0,05 R + R_a = 16899500 \text{ m}$

Reichweitenfaktor B_s :

$$B_s = \frac{E \cdot V}{c \cdot g} = 33198051 \text{ m} \quad \text{Tipp: } c = SFC_T = 16 \cdot 10^{-6} \text{ kg/(Ns)}$$

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

$$M_{ff,CR} = e^{-\frac{R}{B_s}} = 0,622$$

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):

$$M_{ff,RES} = e^{-\frac{R_{res}}{B_s}} = 0,966$$

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

domestic reserves: $t = 2700 \text{ s}$
international reserves: $t = 1800 \text{ s}$

Zeitfaktor B_i :

$$B_i = \frac{B_s}{V} = 1276915$$

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

$$M_{ff,LOI} = e^{-\frac{t}{B_i}} = 0,986$$

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

$$M_{ff,std} = M_{ff,TO} \cdot M_{ff,CLB} \cdot M_{ff,CR} \cdot M_{ff,DES} \cdot M_{ff,L} = 0,607$$

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

$$M_{ff,res} = M_{ff,CLB} \cdot M_{ff,RES} \cdot M_{ff,LOI} \cdot M_{ff,DES} = 0,941$$

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

$$M_{ff} = M_{ff,std} \cdot M_{ff,res} = 0,571$$

Kraftstoffanteil

$$m_F / m_{MTO} = 1 - M_{ff} = 0,429$$

Betriebsleermassenanteil m_{OE} / m_{MTO}

Statistik (z.B.):
$$\frac{m_{OE}}{m_{MTO}} = 0.23 + 1.04 \cdot \frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = 0,473$$

Nutzlast m_{PL}

Forderung: Anzahl der Passagiere (bzw. Sitze): $n_{seat} = 217$

Forderung: Masse der Fracht: $m_{cargo} = 0 \text{ kg}$

$$m_{PL} = m_{PAX, ges} \cdot n_{seat} + m_{cargo} = 21158 \text{ kg}$$

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 $m_{MTO} = \frac{m_{PL}}{1 - \frac{m_F}{m_{MTO}} - \frac{m_{OE}}{m_{MTO}}} = 216606 \text{ kg}$

Maximale Landemassee $m_{ML} = m_{MTO} \frac{m_{ML}}{m_{MTO}} = 162455 \text{ kg}$

Betriebsleermasse $m_{OE} = m_{MTO} \frac{m_{OE}}{m_{MTO}} = 102533 \text{ kg}$

Flügelfläche $S_W = m_{MTO} / \left(\frac{m_{MTO}}{S_W} \right) = 343 \text{ m}^2$

Schub (alle Triebwerke zusammen) $T_{TO} = m_{MTO} \cdot g \cdot \left(\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \right) = 497229 \text{ N}$

Schub (ein Triebwerk) $\frac{T_{TO}}{n_E} = 248614 \text{ N}$

Schub (ein Triebwerk in lb)
(0,2248 lb/N) $\frac{T_{TO}}{n_E} = 55889 \text{ lb}$

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

$$m_{F,erf} = m_{MTO} (1 - M_{ff,ES} \cdot M_{ff,T} \cdot M_{ff}) = 95377 \text{ kg}$$

Erforderliches Tankvolumen:

$$V_{F,erf} = m_{F,erf} / \rho = 119,2 \text{ m}^3$$

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):

$$m_{MZF} = m_{OE} + m_{MPL} = 123691 \text{ kg}$$

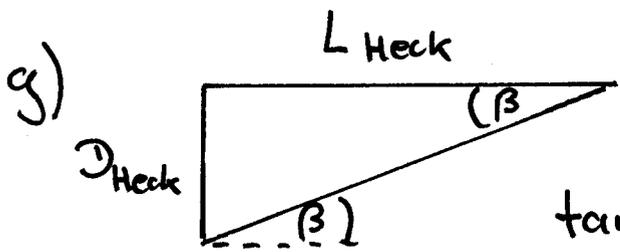
Die Masse des Reservekraftstoffes ist

$$m_{F,res} = m_{MTO} (1 - M_{ff,res}) = 12821 \text{ kg}$$

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

$$162455 \text{ kg} \geq 136512 \text{ kg} \quad \text{o.k.? } \textcircled{\text{ja}} \text{ nein}$$

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



$$D_{\text{Heck}} = d_F = d_{F,0}$$

$$\tan \beta = \frac{D_{\text{Heck}}}{L_{\text{Heck}}} = \frac{1}{3,5}$$

↑ Skript

$$\underline{\underline{\beta = 15,9^\circ}}$$

h) Nach Skript: $0,05 \dots 0,065 \text{ m}^3/\text{Pax}$
 Mittelwert: $0,0575 \text{ m}^3/\text{Pax}$

$$V_{\text{OVERHEAD}} = 0,0575 \text{ m}^3 \cdot 200 = \underline{\underline{11,5 \text{ m}^3}}$$

i) $m = V \cdot \rho = 11,5 \text{ m}^3 \cdot 170 \text{ kg/m}^3$

$$= \underline{\underline{1955 \text{ kg}}}$$

↑ Gepäckdichte nach Skript

Aufgabe 2.3

$$a) \quad \tan \rho_n = \tan \rho_m - \frac{4}{A} \left[\frac{h-m}{100} \cdot \frac{1-\lambda}{1+\lambda} \right]$$

$\downarrow 30^\circ$ $\downarrow 50$ $\swarrow 25$ $\downarrow 0,2$
 $\uparrow 10$

$$= 27,1^\circ$$

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

$\uparrow \approx 0$

$$= 4,69 \text{ '}/\text{rad} = 0,0818 \text{ '}/\text{deg}$$

c) $C_{L\alpha}$ wie unter b) mit $M=0,85$

$$C_{L\alpha} = 6,54 \text{ '}/\text{rad} = 0,1142 \text{ '}/\text{deg}$$

Aufgabe 2.4

Masse vom Hauptfahrwerk (main gear)

bzw.

Masse vom Bugfahrwerk (nose gear)

$$m_{LG,i} = k_{LG} \cdot (A + B \cdot m_{MTO}^{3/4} + C \cdot m_{MTO} + D \cdot m_{MTO}^{3/2})$$

"typisches Passagierflugzeug" \Rightarrow

\rightarrow Tiefdecker: $k_{LG} = 1$

\rightarrow "other civil type"
"retractable gear" } A, B, C, D s.u.

	A	B	C	D
$i = m$ (main)	18,1	0,131	0,019	$2,23 \cdot 10^{-5}$
$i = n$ (nose)	9,1	0,082	0	$2,97 \cdot 10^{-6}$

Damit:

$$m_{LG,M} = 2769 \text{ kg}$$

$$m_{LG,N} = + 481 \text{ kg}$$

$$3250 \text{ kg}$$

Aufgabe 2.5

Berechnung von m_{OE}/m_{MTO} und m_{MTO}

m_F/m_{MTO}	0,4
R	6000 km
m_{PL} oder m_{MPL}	2000 kg
n_E	2

	m_{OE}/m_{MTO}	m_{MTO}
Annahme:	0,50000	20000 kg
Iteration 1	0,49666	19354 kg
Iteration 2	0,49573	19182 kg
Iteration 3	0,49548	19135 kg
Iteration 4	0,49541	19122 kg
Iteration 5	0,49539	19119 kg
Iteration 6	0,49539	19118 kg

Gleichung nach Aufg. 2.5

$$m_{MTO} = \frac{m_{MPL}}{1 - \frac{m_F}{m_{MTO}} - \frac{m_{OE}}{m_{MTO}}}$$

Aufgabe 2.6

$$\begin{aligned} \text{a) } m_E &= \frac{0,0724}{g} \cdot T_{TO} \cdot e^{-0,045 \cdot BPR} && \text{in kg} \\ &= \frac{0,0724}{9,81} \cdot 138000 \cdot e^{-0,045 \cdot 4,6} \\ &= 2704 \text{ kg} && (\text{zu viel}) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} m_{E,inst} &= K_E \cdot K_{thr} \cdot n_E \cdot m_E \\ &= 1,15 \cdot 1,18 \cdot 2 \cdot 4091 \text{ kg} \\ &= \underline{\underline{7339 \text{ kg}}} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{b) } U_{a,f} &= t_f \cdot \frac{k_{u1}}{t_f + k_{u2}} = 2 \text{ h} \cdot \frac{3750}{2 + 0,75} \\ &= 2727 \text{ h} \quad \text{das sind 1364 Flüge} \end{aligned}$$

$$c) \quad t_{M,AF,f} =$$

$$\frac{1}{t_f} \left(9 \cdot 10^{-5} \frac{1}{\text{kg}} \cdot m_{AF} + 6,7 - \frac{350\,000 \text{ kg}}{m_{AF} + 75\,000 \text{ kg}} \right) \cdot$$

$$(0,8h + 0,68 \cdot t_f)$$

$$m_{AF} = m_{OE} - m_{E,inst} = 47\,500 \text{ kg} - 7\,339 \text{ kg}$$

$$\stackrel{!}{=} 40\,161 \text{ kg}$$

$$t_{M,AF,f} = 7,86$$

$$C_{M,AF,a} = t_{M,AF,f} \cdot L_M \cdot t_f \cdot n_{t,a}$$

$$\stackrel{!}{=} 7,86 \cdot 65 \cdot 2 \cdot 1364 \text{ USD} \quad (1989)$$

$$\stackrel{!}{=} 1\,393\,251 \text{ USD}$$

$$K_{INF} = (1 + p_{INF})^{n_{\text{year}} - n_{\text{method}}}$$

$$\stackrel{!}{=} 1,03^{(2005-1989)} = 1,03^{16}$$

$$\stackrel{!}{=} 1,604$$

$$C_{M,AF,a} = \underline{\underline{2,2 \cdot 10^6 \text{ USD}}} \quad (2005)$$