



DEPARTMENT FAHRZEUGTECHNIK UND FLUGZEUGBAU

Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME

Lösung zur Klausur
Flugzeugprojekt WS 09/10
Klausurteil: Flugzeugentwurf

Datum: 04.02.2010

1. Klausurteil

15 Punkte, 25 Minuten, ohne Unterlagen

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

Die Aufgabe des Flugzeugentwurfs ist es, ein Entwurfsziel bestmöglich zu erreichen, sodass sämtliche Anforderungen erfüllt und sämtliche Randbedingungen eingehalten werden.

- 2.) Welche verschiedenen Vorgehensweisen werden im Flugzeugentwurf genutzt? (Nennen Sie mindestens drei!)

Statistiken und Erfahrung, iterative Verbesserung, inverse Methoden analytischer Fachdisziplinen, Optimierungsalgorithmen

- 3.) Was passiert, wenn eine Disziplin im Entwicklungsablauf dominiert und zu wenig über die Probleme anderer Fachabteilungen informiert ist? (Denken Sie an die Karikatur zum Flugzeugentwurf!)

Das Gesamtergebnis ist zu sehr von den Bedürfnissen der dominierenden Disziplin geprägt. Es wird nicht das optimale Endergebnis erzielt, und es können sogar Anforderungen und Randbedingungen nicht eingehalten werden.

- 4.) Bezüglich welcher Ebene sind Flugzeuge normalerweise symmetrisch? Gibt es auch asymmetrische Flugzeuge? Falls "ja", beschreiben Sie eines!

Flugzeuge sind normalerweise (nahezu) symmetrisch bezüglich der x-z-Ebene, jedoch kein Flugzeug ist zu 100 % symmetrisch (z. B. Türen, Installationen, externe Anschlüsse, Antennen etc.). Beispiele für Ausnahmen: Blohm und Voss BV 141, NASA AD-1, Boomerang (entworfen von Burt Rutan).



Boomerang (entworfen von Burt Rutan)

Quelle:

<http://www.popularmechanics.com/technology/transportation/1289166.html>

5.) Welches sind die drei charakteristischen Nutzlasten eines Transportflugzeugs? (Denken Sie dabei an das Nutzlastreichweitendiagramm!)

- a) Maximale Nutzlast (max. payload)
- b) Volle Passagier-Nutzlast (full passenger load)
- c) Nutzlast bei maximaler Kraftstoffmasse (payload at max. range)

6.) Ausgehend vom Nutzlast-Reichweitendiagramm: Zwischen welchen Reichweiten wird die Nutzlast eines Flugzeugs durch die maximale Abflugmasse begrenzt? Mit anderen Worten: Zwischen welchen Reichweiten ist das Flugzeug "MTOW limited"?

Zwischen den Punkten "Range at max. payload" und "Range at max. fuel" (maximum Range)

7.) Bis zu welcher Reisefluggeschwindigkeit ist es nach Erfahrungen aus dem Flugzeugentwurf sinnvoll, einen Flügel mit Verstrebungen vorzusehen?

≈ 200 kt

8.) Welche Steigrate ist für „Large Aeroplanes“ mit drei Triebwerken bei einem Triebwerksausfall beim Durchstarten nachzuweisen?

2,4 ‰

9.) Wie sind definiert:

a) Schub-Gewichtsverhältnis:

Schub aller Triebwerke geteilt durch die maximale Abflugmasse mal Erdbeschleunigung g : $\left(\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \right)$

b) Flächenbelastung:

Maximale Abflugmasse geteilt durch Gesamtflügelfläche: $\left(\frac{m_{MTO}}{S_w} \right)$

- 10.) Ein Flugzeug starte mit maximaler Abflugmasse. Dabei betrage die Kraftstoffmasse 40 % der maximalen Abflugmasse. Die Betriebsleermasse betrage 50 % der maximalen Abflugmasse. Die Nutzlast für den Flug ist mit 20000 kg angegeben. Berechnen Sie die maximale Abflugmasse!

$$m_{MTO} = \frac{m_{PL}}{1 - \frac{m_{OE}}{m_{MTO}} - \frac{m_F}{m_{MTO}}} = \frac{20.000 \text{ kg}}{1 - 0,5 - 0,4} = 200.000 \text{ kg}$$

- 11.) Was versteht man unter der Geschwindigkeit V_2 ?

V_2 ist die sog. „Sichere Startgeschwindigkeit“, $V_2 \geq 1,2 V_S$

- 12.) Why do most of today's transport aircraft show a constant fuselage cross section in the center part? (Answer in German or English)

Eine große Anzahl von Rumpfsektionen mit gleichem Querschnitt ermöglicht die Produktion von gestreckten und verkürzten Flugzeugversionen (Stretch + Shrink).

- 13.) Um welches Maß ist der Kabinenboden von größeren Passagierflugzeugen i.d.R. gegenüber der Mittellinie des Rumpfes abgesenkt? Welchen Grund hat diese Absenkung?

Ca. 0 bis 1 m (Mittelwert: 0,6 m). Der Grund ist eine Verringerung des notwendigen Rumpfdurchmessers, wenn die maximale Rumpfbreite sich in etwa auf Höhe der Ellenbogen der sitzenden Passagiere befindet.

- 14.) Es soll ein Flugzeug für 144 Passagiere gebaut werden. Wie viele Sitze würden Sie nebeneinander anordnen? Liefern Sie eine Begründung bzw. nennen Sie die Faustformel!

$n_{SA} \approx 0,45 \sqrt{n_{PAX}} = 0,45 \cdot 12 = 5,4$ Es bietet sich somit an, fünf oder sechs Passagiersitze pro Sitzreihe anzuordnen. Die endgültige Entscheidung hängt von weiteren Faktoren wie etwa geplanten Stretch- und Shrink-Versionen ab.

- 15.) In einer herkömmlichen Passagierkabine sitzen a Passagiere nebeneinander und b Passagiere hintereinander. Nennen Sie einen typischen Wert für den Quotienten b/a !

$$n_{Pax} = n_{sa} n_r = n_{sa}^2 n_r / n_{sa}$$

$$n_{sa} = \sqrt{n_{sa} / n_r} \cdot \sqrt{n_{Pax}}$$

$$\text{RAYMER: } n_{sa} = 0,45 \cdot \sqrt{n_{Pax}}$$

$$\sqrt{n_{sa} / n_r} = 0,45$$

$$n_r / n_{sa} \approx 5$$

Auch aus der Praxis ergibt sich $b/a = 5$:

Airbus A320 Familie:

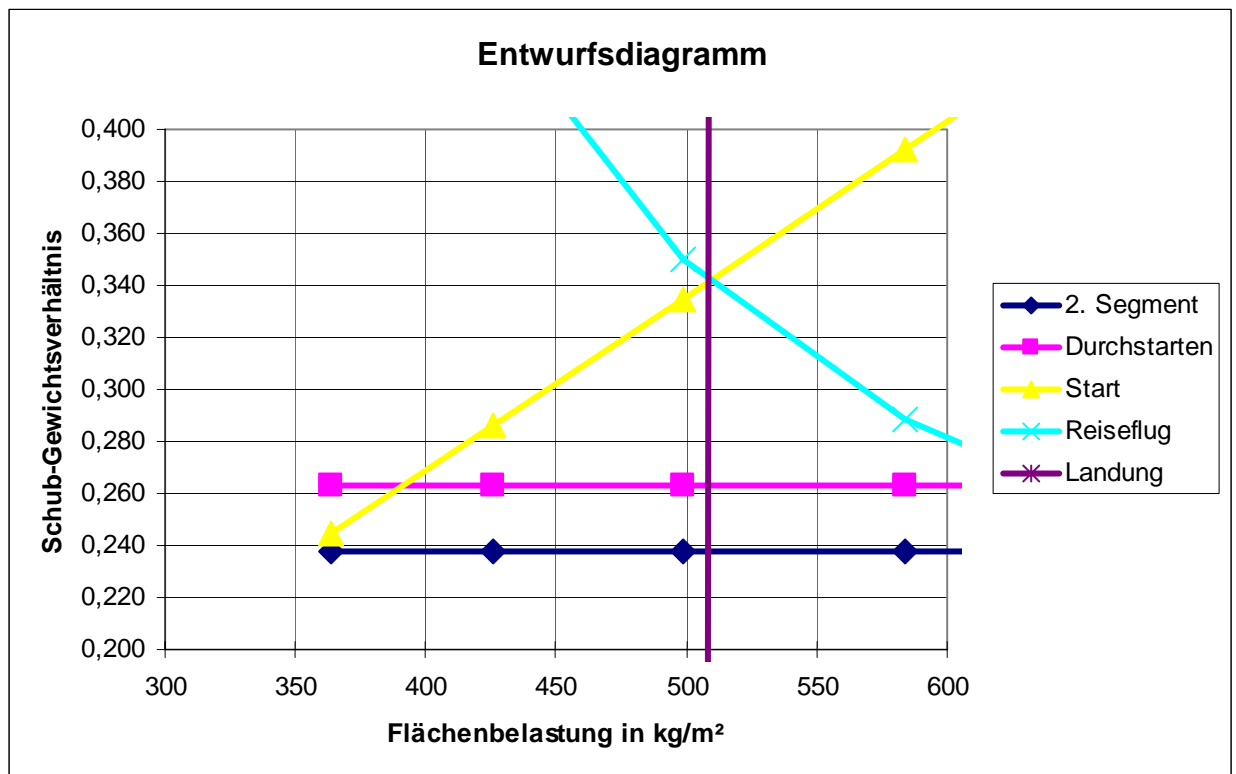
- A318: 3
- A321: 6

2. Klausurteil

21 Punkte, 45 Minuten, mit Unterlagen und Laptop

Es soll das chinesische zweistrahlige Kurzstreckenflugzeug ACAC ARJ21-700 STD überschlägig nachentworfen werden. Dazu ist die Dimensionierung mithilfe der Tabellenkalkulation aus der Vorlesung vorzunehmen.

- Flächenbelastung aus Forderung zur Sicherheitslandestrecke: $508 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$
- Schub-Gewichtsverhältnis / Flächenbelastung aus Forderung zur Sicherheitsstartstrecke: $0,0006714 \frac{\text{m}^2}{\text{kg}}$
- Gleitzahl im 2. Segment: 10,55
- Gleitzahl beim Durchstarten: 8,31
- Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderung zum Steiggradienten im 2. Segment: 0,238
- Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderung zum Steiggradienten beim Durchstarten: 0,263
- Gleitzahl im Reiseflug: 18,28
- Geschwindigkeits-Verhältnis V/V_m (**zwei Nachkommastellen**): 1,04
- Entwurfspunkt
 - Schub-Gewichtsverhältnis: 0,341
 - Flächenbelastung: $508 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$
- Reiseflughöhe **in ft**: 42265 ft
- Maximale Abflugmasse **in kg**: 41141 kg
- Maximale Landemassee **in kg**: 38261 kg
- Betriebsleermasse **in kg**: 25343 kg
- Flügelfläche **in m²**: 81 m²
- Schub eines Triebwerks **in kN**: 68,9 kN
- Erforderliches Tankvolumen **in m³**: 9,4 m³



1.) Dimensionierung

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

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 SS04

Anflug (Approach)

Faktor	k_{APP}	1,70 (m/s ²) ^{0,5}
Umrechnungsfaktor	m/s -> kt	1,944 kt / m/s

Gegeben: Sicherheitslandestrecke

Sicherheitslandestrecke	S_{LFL}	ja 1550 m
Anfluggeschwindigkeit	V_{APP}	67,0 m/s
Anfluggeschwindigkeit	V_{APP}	130,2 kt

Gegeben: Anfluggeschwindigkeit

Anfluggeschwindigkeit	V_{APP}	nein 136,2 kt
Anfluggeschwindigkeit	V_{APP}	70,1 m/s
Sicherheitslandestrecke	S_{LFL}	1695 m

<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung

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

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

Landung (Landing)

Sicherheitslandestrecke	S_{LFL}	1550 m
Starttemperatur über ISA (288,15K)	ΔT_L	0 K
Dichteverhältnis	σ	1,000
Faktor	k_L	0,107 kg/m ³
max. Auftriebsbeiwert, Landung	$C_{L,max,L}$	2,85
Massenverhältnis, Landung-Start	m_{ML} / m_{TO}	0,93
Flächebelastung bei Landemasse	m_{ML} / S_W	473 m
Flächebelastung bei Startmasse	m_{MTO} / S_W	508 kg/m ²

$$k_L = 0,03694 K_{APP}$$

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

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

1.) Dimensionierung

'''ML' '''MTO

Start (Take-Off)

Sicherheitsstartstrecke	S_{TOFL}	1700 m
Starttemperatur über ISA (288,15K)	ΔT_{TO}	0 K
Dichteverhältnis	σ	1,000
Faktor	k_{TO}	2,34 m ³ /kg
Erfahrungswert für $C_{L,max,TO}$	$0,8 \cdot C_{L,max,L}$	2,28
max. Auftriebsbeiwert, Start	$C_{L,max,TO}$	2,05
Geradensteigung	a	0,0006714 m ² /kg
Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO}/m_{MTO} \cdot g$ bei m_{MTO}/S_W der Landung	0,341

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

2. Segment

Berechnung der Gleitzahl

Streckung	A	9,33
Auftriebsbeiwert, Start	$C_{L,TO}$	1,42
Nullwiderstandsbeiwert, clean	$C_{D,0}$ (bei Berechnung: 2. Segment)	0,020
Nullwiderstandsbeiwert, durch Flaps	$\Delta C_{D,flap}$	0,016
Nullwiderstandsbeiwert, durch Slats	$\Delta C_{D,slat}$	0,000
Profilwiderstandsbeiwert	$C_{D,P}$	0,036
Oswald-Faktor; mit Klappenausschlag	e	0,7
Gleitzahl in Startkonfiguration	E_{TO}	10,55

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

Berechnung des Schub-Gewichts-Verhältni:

Anzahl der Triebwerke	n_E	2
Steiggradient	$\sin(\gamma)$	0,024
Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	0,238

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

1.) Dimensionierung

Durchstarten (Missed Approach)

Berechnung der Gleitzahl

Auftriebsbeiwert, Landung	$C_{L,L}$	1,69
Nullwiderstandsbeiwert, clean	$C_{D,0}$ (bei Berechnung: Durchstarten)	0,020
Nullwiderstandsbeiwert, durch Flaps	$\Delta C_{D,flap}$	0,029
Nullwiderstandsbeiwert, durch Slats	$\Delta C_{D,slat}$	0,000
Abfrage: Zulassungsbasis	JAR-25 bzw. CS-25	nein
	FAR Part 25	ja
Nullwiderstandsbeiwert, durch Fahrwerk	$\Delta C_{D,gear}$	0,015
Profilwiderstandsbeiwert	$C_{D,P}$	0,064
Gleitzahl in Landekonfiguration	E_L	8,31

Berechnung des Schub-Gewichts-Verhältni:

Steiggradient	$\sin(\gamma)$	0,021
Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	0,263

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

<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung

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	14,9	<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung
Oberflächenverhältnis	S_{wet} / S_w	6,2	$S_{wet} / S_w = 6,0 \dots 6,2$
Streckung	A	9,33 (aus Teil 1)	
max. Gleitzahl	E_{max}	18,28	
	oder		
max. Gleitzahl	E_{max} gewählt	18,28	<<<< 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	5
max. Gleitzahl, Reiseflug	E_{max}	18,28 (aus Teil 2)
Streckung	A	9,33 (aus Teil 1)
Oswald-Faktor, clean	e	0,85
Nullwiderstandsbeiwert	$C_{D,0}$	0,019
Auftriebsbeiw. bei E_{max}	$C_{L,m}$	0,68
Machzahl, Reiseflug	M_{CR}	0,82

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

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

Parameter	Wert
V/V_m	1,04
$C_L/C_{L,m}$	0,925
C_L	0,630
E	18,222

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]	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$
0	0	0,589	0,093	101325	3063	0,238	0,263	2,06	0,09	
1	3281	0,555	0,099	89873	2717	0,238	0,263	1,82	0,10	
2	6562	0,522	0,105	79493	2403	0,238	0,263	1,61	0,11	
3	9843	0,489	0,112	70105	2119	0,238	0,263	1,42	0,11	
4	13124	0,456	0,120	61636	1863	0,238	0,263	1,25	0,12	
5	16405	0,423	0,130	54015	1633	0,238	0,263	1,10	0,13	
6	19686	0,389	0,141	47176	1426	0,238	0,263	0,96	0,14	
7	22967	0,356	0,154	41056	1241	0,238	0,263	0,83	0,15	
8	26248	0,323	0,170	35595	1076	0,238	0,263	0,72	0,17	
9	29529	0,290	0,189	30737	929	0,238	0,263	0,62	0,19	
10	32810	0,257	0,214	26431	799	0,238	0,263	0,54	0,21	
11	36091	0,223	0,246	22627	684	0,238	0,263	0,46	0,25	
12	39372	0,190	0,289	19316	584	0,238	0,263	0,39	0,29	
13	42653	0,157	0,350	16498	499	0,238	0,263	0,33	0,35	
14	45934	0,124	0,444	14091	426	0,238	0,263	0,29	0,44	
15	49215	0,091	0,606	12035	364	0,238	0,263	0,24	0,61	
					508					0
					508					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	508 kg/m ²
Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO} / (m_{MTO} * g)$	0,341
Schubverhältnis	$(T_{CR} / T_{TO})_{CR}$	0,161
Umrechnungsfaktor	m -> ft	0,305 m/ft
Reiseflughöhe	h_{CR}	12882 m
Reiseflughöhe	h_{CR}	42265 ft
Temperatur, Troposphäre	$T_{Troposphäre}$	204,42 K
Temperatur, h_{CR}	$T(h_{CR})$	216,65
Schallgeschwindigkeit, h_{CR}	a	295 m/s
Reisefluggeschwindigkeit	V_{CR}	242 m/s

<<<< Entwurfspunkt aus Entwurfsdiagramm ablesen.

<<<< Die angegebenen Daten sind dann richtig, wenn Start und L

0,2%
-0,6%
Rel. Fehler
8,3%

Umrechnungsfaktor	NM -> m	1852 m/NM
Auslegungsreichweite	R	1200 NM
Auslegungsreichweite	R	2222400 m
Flugstrecke zum Ausweichplatz	$S_{to_alternate}$	100 NM
Flugstrecke zum Ausweichplatz	$S_{to_alternate}$	185200 m
Abfrage: FAR Part121-Reserves?	domestic	ja
	international	nein
Kraftstoffreserve auf Langstrecke		5%

Reserveflugstrecke:

FAR Part 121	S_{res}
domestic	185200 m
international	296320 m

Reserveflugstrecke	S_{res}	185200 m
Spez.Kraftstoffverbrauch, Reise	SFC_{CR}	1,60E-05 kg/N/s

typischer Wert: 1,60E-05 kg/N/s

Reservezeit:

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


Breguet-Faktor, Reichweite	B_s	28094097 m
Fuel-Fraction, Reiseflug	$M_{ff,CR}$	0,924
Fuel-Fraction, Reserveflugstr.	$M_{ff,RES}$	0,993

Flugzeit im Warteflug	t_{loiter}	2700 s
Spez.Kraftstoffverbr., Warteflug	SFC_{loiter}	1,60E-05 kg/N/s
Breguet-Faktor, Flugzeit	B_t	116093 s
Fuel-Fraction, Warteflug	$M_{ff,loiter}$	0,977

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	0,980	0,980
descent	0,990	0,990
landing	0,992	0,992

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	$M_{ff,CLB}$	0,980 <<<< Tabelle
Fuel-Fraction, Sinkflug	$M_{ff,DES}$	0,990 <<<< rechts
Fuel-Fraction, Landung	$M_{ff,L}$	0,992 <<<<

Model CF34-10



More Power
The CF34-10 offers operators more power and reliability for newer, larger and longer range regional jets.

[- CF34 Models -] [GO]

Engine Overview
GE is committed to further developing its CF34 engine family and most recently began testing of the new CF34-10, rated at 18,000 to 20,000 pounds of thrust.

The CF34-10E is the engine for the EMBRAER 190/195, which entered service in the fourth quarter of 2005. In addition, the CF34-10A has been selected to power China's new ARJ21 regional jet with a potential market of 500 aircraft totaling \$3 billion and expected to enter service in 2009. The CF34-10A is designed for western China's hot/high airports.

The CF34-10 combines the most advanced technology available today with nearly 500 million flight hours of experience gained on the entire GE product line, from the GE90, the world's largest, most powerful engine, to the CF6 and CFM56, the best-selling, most reliable engines for 100-plus passenger aircraft.

Key CF34-10 design features include: a wide-chord fan blade for higher thrust and high tolerance to foreign object damage; 3-D aerodynamic design airfoils throughout the entire flowpath, providing highly efficient, stall-free operation, as well as better fuel burn and higher exhaust gas temperature margins; a highly durable single annular, low-emissions combustor that meets or surpasses the most stringent emissions standards; and a single-stage high-pressure turbine for lower operating cost.

Physical Information

- Fan/Compressor Stages: 13/9
- Low-Pressure Turbine/High-Pressure Turbine Stages: 4/1
- Max Diameter (Inches): 57
- Length (Inches): 90 - 145.5
- Dry Weight (Lb.): 3,700

Application Examples:

- ACAC ARJ21
- EMBRAER 190/195
- EMBRAER Lineage 1000

Power Specifications

- Specific Fuel Consumption at Maximum Cruise: 0.65
- Overall Pressure ratio at Maximum Power: 29:1
- Bypass Ratio: 5:1

3.) Dimensionierung

Fuel-Fraction, Standardflug	$M_{ff, std}$	0,885
Fuel-Fraction, alle Reserven	$M_{ff, res}$	0,942
Fuel-Fraction, gesamt	M_{ff}	0,833
Kraftstoffmassenanteil	m_F/m_{MTO}	0,167

Betriebsleermaschinenverhältnis	m_{OE}/m_{MTO}	0,585
Betriebsleermaschinenverhältnis	m_{OE}/m_{MTO}	xxx
Betriebsleermaschinenverhältnis	m_{OE}/m_{MTO}	0,616

nach Loftin
 nach Statistik (falls gegeben)
<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung

Abfrage: Flugzeugtyp	Kurz- / Mittelstr. Langstrecke	ja nein
Masse: Passagier mit Gepäck	m_{PAX}	93,0 kg
Anzahl der Passagiere	n_{PAX}	90
Frachtmasse	m_{cargo}	565 kg
Nutzlast	m_{PL}	8935 kg

<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung

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

maximale Abflugmasse	m_{MTO}	41141 kg
maximale Landemasse	m_{ML}	38261 kg
Betriebsleermasse	m_{OE}	25343 kg
Kraftstoffmasse für Standardflug	m_F	6863 kg
Flügelfläche	S_w	81 m²
Startschub	T_{TO}	137732 N
Startschub EINES Triebwerks	T_{TO} / n_E	68866 N
Startschub EINES Triebwerks	T_{TO} / n_E	15481 lb

alle Triebwerke zusammen
ein Triebwerk
ein Triebwerk

Kraftstoffmasse, erforderlich	$m_{F, erf}$	7545 kg
Kraftstoffdichte	ρ_F	800 kg/m³
Kraftstoffvolumen, erforderlich	$V_{F, erf}$	9,4 m³

(später zu vergleichen mit der Tankgeometrie)

max. Nutzlast	m_{MPL}	8935 kg
max. Leertankmasse	m_{MZF}	34278 kg

Kraftstoffmasse, alle Reserven	$m_{F, res}$	2400 kg
--------------------------------	--------------	---------

Überprüfung der Annahmen:	check:	m_{ML}	>	$m_{MZF} + m_{F, res}$?
		38261 kg	>	36678 kg	

ja

Dimensionierung erfolgreich beendet!

Rel. Fehler:	1,6%
	1,6%
	1,6%
	1,4%
	1,0%
	1,1%