



## Lösung

### Flugzeugprojekt SS 2010

### Klausurteil Flugzeugentwurf

Datum: 13.07.2010

#### 1. Klausurteil

15 Punkte, 25 Minuten, ohne Unterlagen

- 1.) Was ist in einem Sitzplatz-Reichweitendiagramm dargestellt?

Aufgetragen ist die Anzahl der Sitzplätze der Flugzeuge (z.B. eines Herstellers) über ihrer Reichweite.

- 2.) Eine Luftverkehrsgesellschaft plant eine Flugverbindung von Europa nach Australien. Neben einem Direktflug Frankfurt-Sydney wäre auch möglich: Frankfurt-Dubai-Singapore-Sydney. Kommentieren Sie den zu erwartenden Kraftstoffverbrauch der beiden Varianten!

Es wird Kraftstoff benötigt um den Kraftstoff (für das Ende eines langen Fluges) in der Luft zu halten. Kraftstoff hat Gewicht, der durch Auftrieb in der Luft gehalten werden muss. Auftrieb verursacht induzierten Widerstand, der wiederum erfordert Schub und Kraftstoff. Plant man mehrere kürzere Flüge wie z.B. Frankfurt-Dubai-Singapore-Sydney (und eine Betankung nach jeder Landung), dann muss man weniger Kraftstoff in der Luft halten und spart so (s.o.) insgesamt erheblich Kraftstoff gegenüber dem Direktflug Frankfurt-Sydney.

- 3.) Wie nennt man "ferry range" auf Deutsch? Was versteht man darunter?

ferry range = Überführungsreichweite.

Es ist die Reichweite, die man ohne Nutzlast (und mit vollen Tanks beim Abflug) erreichen kann.

Ohne Nutzlast (payload) kann die Luftverkehrsgesellschaft keine Einnahmen erzielen, aus diesem Grund hat die Überführungsreichweite nur eine Bedeutung z.B. bei einem Überführungsflug (z.B. mit einem Mittelstreckenflugzeug von Seattle nach Frankfurt).

- 4.) Wie würde sich der maximale Auftriebsbeiwert des Flugzeugs ändern, wenn bei sonst gleichen Parametern die Flügel­pfeilung im Flugzeugentwurf größer vorgesehen wird?

Der maximale Auftriebsbeiwert sinkt. Der Faktor der Verminderung des maximalen Auftriebsbeiwerts entspricht etwa dem Cosinus des Pfeilwinkels.

- 5.) Wie ist die "wettered aspect ratio" definiert. Welchen Einfluss hat dieser Parameter auf die maximale Gleit­zahl.

wettered aspect ratio: 
$$A_{wet} = \frac{A}{S_{wet} / S_W}$$

Die sogenannte "wettered aspect ratio" (benetzte Streckung) ergibt sich, indem man die (geometrische) Streckung teilt durch das Verhältnis aus benetzter Fläche und Referenz­flügel­fläche.

Die maximale Gleit­zahl steigt mit steigender benetzter Streckung:

$$E_{max} = k_E \sqrt{\frac{A}{S_{wet} / S_W}}$$

- 6.) Welche zwei Optimierungs­variablen sind im Entwurfs­diagramm dargestellt? Für welche Flugleistungs­forderungen werden diese zwei Parameter ermittelt? Wie heißt das Entwurfs­diagramm auf Englisch?

Optimierungs­variablen sind: Schub-Gewichts­verhältnis (thrust-to-weight ratio) und Flächen­belastung (wing loading).

Flugleistungs­forderungen sind: Start, Steigflug, Reiseflug, Landung und Durchstart­manöver.

Entwurfs­diagramm = Matching Chart

- 7.) Flugzeugentwurf ist gekennzeichnet durch Synthese (im Unterschied zur Analyse). Nennen Sie die drei Methoden, die häufig im Flugzeugentwurf benutzt werden.

- Statistik
- Inverse Methoden
- Iteration

- 8.) Der Flugzeugentwurf kann in zwei Teile gegliedert werden. Wie werden diese zwei Teile des Flugzeugentwurfs oft genannt?

- Preliminary Sizing
- Conceptual Design

9.) Welche Parameter liefert die Dimensionierung? Nennen Sie mindestens fünf davon.

- Flügelfläche
- Schub
- Maximale Abflugmasse
- Maximale Landemasse
- Betriebsleermasse
- Kraftstoffmasse
- Reiseflughöhe

10.) Welche Beziehung gilt zwischen  $n_{SA}$  (Anzahl der Sitze pro Reihe, number of seats abreast) und  $n_{PAX}$  (Anzahl der Passagieren, number of passengers)? Leiten Sie diese Beziehung her.

$$n_{SA} = 0.45\sqrt{n_{PAX}}$$

$$n_{PAX} = n_{SA} \cdot n_r = n_{SA}^2 \cdot \frac{n_r}{n_{SA}} \Rightarrow n_{SA} = \sqrt{\frac{n_{SA}}{n_r}} \cdot \sqrt{n_{PAX}}$$

11.) Wählen Sie die optimale Anzahl der Sitze pro Reihe  $n_{SA}$  für ein Flugzeug das 120 Passagiere transportieren soll! Nutzen Sie diesmal nicht die Formel aus 10.), sonder das unten angegebene Diagramm!

Es könnten zwei Varianten ausgewählt werden:

a)  $n_{SA} = 6$  mit  $\lambda_F = 8.8$

b)  $n_{SA} = 5$  mit  $\lambda_F = 11.5$

Variante b) ist jedoch näher am Wert für den optimalen Schlankheitsgrad für Passagierflugzeuge von 10.2.

Hinweis: Das Diagramm ist nur in der Klausur gegeben (nicht hier in der Musterlösung).

12.) Nennen Sie die Definition des Schlankheitsgrades (Englisch: slenderness) des Rumpfes. Warum ist dieser Parameter wichtig?

$$\lambda_F = l_F / d_F$$

Den minimalen Widerstand des Rumpfes erhält man bei einem optimalen Wert für den Schlankheitsgrad.

Ein Rumpf verhält sich ähnlich wie ein Zylinder als Widerstandskörper. Der Widerstand ist am geringsten bei einem optimalen Schlankheitsgrad. Der Rumpf ist aber auch Biegebalken und weiterhin Leitwerkshebelarm: Ein längerer Rumpf führt zu einem längeren Leitwerkshebelarm und damit zu kleineren Leitwerken und geringerem Leitwerkswiderstand. Ein kürzerer Rumpf führt zu kürzerem Leitwerkshebelarm und damit zu größeren Leitwerksflächen und größerem Leitwerksgewicht. Der optimale Schlankheitsgrad des Rumpfes ergibt sich daher erst bei einer ganzheitlichen Betrachtung des Flugzeugentwurfs.

13.) In welchem Bereich liegt der optimale Schlankheitsgrad für Frachtflugzeuge?

$$\lambda_F = 3 \text{ bis } 5$$

14.) Wie errechnet man die Kabinenlänge aus der Anzahl der Passagiere?

$$l_{cabin} = n_r \cdot k_{cabin} = \frac{n_{pax}}{n_{SA}} \cdot k_{cabin}$$

wobei  $k_{cabin}$  ein durchschnittlicher Sitzabstand ist, der auch die Fläche von Monumenten wie Galley und Lavatory enthält.  $k_{cabin}$  liegt für eine Einklassenbestuhlung zwischen 1.0 m und 1.2 m.

15.) Zusätzlich zur Fracht muss der Frachtraum auch Gepäck aufnehmen, welches nicht in der Kabine untergebracht werden kann. Welches Volumen muss der Frachtraum mindestens aufweisen, um die zu transportierende Nutzlast aufnehmen zu können?

$$V_{CC} \geq V_C + (V_B - V_{OS})$$

mit

$$V_{CC} = l_F \cdot k_{CC} \cdot S_{CC}$$

$$V_B = m_B / \rho_B$$

$$V_C = m_C / \rho_C$$

$$V_{OS} = S_{OS,tot} \cdot l_{OS}$$

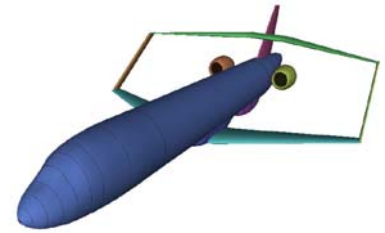
$$S_{OS,tot} = n_{OS,lat} \cdot S_{OS,lat} + n_{OS,ce} \cdot S_{OS,ce}$$

$$l_{OS} = k_{OS} \cdot l_{cabin}$$

## 2. Klausurteil

22 Punkte, 45 Minuten, mit Unterlagen und Laptop

Es soll die zweistrahlige Airbus A320 als eine Box-Wing Konfiguration überschlägig nachentworfen werden. Dazu ist die Dimensionierung mithilfe der Tabellenkalkulation aus der Vorlesung vorzunehmen.



### Nutzen Sie folgende Angaben:

- Nutzlast: 180 Passagiere plus 2516 kg Zusatzfracht
- Auslegungsreichweite: 1500 NM bei  $M_{CR} = 0,76$ ; Kraftstoffreserven: domestic
- Sicherheitsstartstrecke: 2090 m
- Sicherheitslandestrecke: 1750 m
- Tragflügelstreckung: 9,39
- Nebenstromverhältnis  $\mu$  der General Electric Triebwerke CF34-10: 4,8
- Spezifischer Kraftstoffverbrauch  $c$  der Triebwerke: 16,0 mg/(Ns)
- Die Betriebsleermasse beträgt 56,2 % der maximalen Abflugmasse.
- Die zulässige maximale Landemasse beträgt 90,5 % der maximalen Abflugmasse.
- Maximaler Auftriebsbeiwert bei der Landung: 2,75
- Maximaler Auftriebsbeiwert beim Start: 2,20
- Nullwiderstandsbeiwert: 0,02
- Oswaldfaktor mit Klappenausschlag: 1,35
- Der Oswaldfaktor im Reiseflug wird mit 1,654 angenommen.
- Verhältnis von benetzter Oberfläche zu Referenzflügelfläche: 6,2.
- Schätzen Sie die maximale Gleitzahl im Reiseflug mithilfe des äquivalenten Oberflächenwiderstandsbeiwerts  $\overline{C_f} = 0,003$  ab.
- Führen Sie alle Berechnungen für 0 ft MSL in der Standardatmosphäre durch!
- Die Zulassungsbasis ist FAR Part 25.
- Die Distanz zum Ausweichflugplatz beträgt 200 NM.
- Kraftstofffaktoren (fuel fractions) gemäß Vorlesung.
- Die Dichte des Kraftstoffs wird mit  $800 \text{ kg/m}^3$  angenommen.

### Bestimmen Sie:

- Das Verhältnis von Reisefluggeschwindigkeit zur Geschwindigkeit für minimalen Widerstand  $V/V_m$ , sodass die Anforderungen Landung, Start und Reiseflug gleichzeitig dimensionierend sind (**Genauigkeit: 2 Nachkommastellen**).
- die Reiseflughöhe **in ft**,
- die maximale Abflugmasse, die maximale Landemasse und die Betriebsleermasse **in kg**,
- die Flügelfläche **in m<sup>2</sup>**,
- den Schub eines Triebwerks **in kN**,
- das erforderliche Tankvolumen **in m<sup>3</sup>**,
- Bewerten Sie Ihr Ergebnis indem Sie in erster Linie auf den Unterschied in der maximalen Abflugmasse eingehen (Abflugmasse der Referenzkonfiguration als gewöhnliche Drachenkonfiguration  $m_{MTO} = 73.5 \text{ t}$ ). Worauf sind die Unterschiede in der max. Abflugmasse zurückzuführen?

### Hinweis:

Tragen Sie Ihre Ergebnisse in das Formblatt auf der nächsten Seite ein und zeichnen Sie das Entwurfsdiagramm!

**Ergebnisse zu Aufgabe im 2. Klausurteil**

Bitte tragen Sie hier Ihre Ergebnisse und Zwischenergebnisse ein!

- Flächenbelastung aus Forderung zur Sicherheitslandestrecke: 569 kg/m<sup>2</sup>
- Schub-Gewichtsverhältnis / Flächenbelastung aus Forderung zur Sicherheitsstartstrecke:  
0,0005089 m<sup>2</sup>/kg (oder: 0,290 bei 569 kg/m<sup>2</sup>)
- Gleitzahl im 2. Segment: 15,28
- Gleitzahl beim Durchstarten: 13,09
- Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderung zum Steiggradienten im 2. Segment:  
0,179
- Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderung zum Steiggradienten beim Durchstarten:  
0,176
- Gleitzahl im Reiseflug: 25,61
- Geschwindigkeits-Verhältnis  $V/V_m$  (**zwei Nachkommastellen**): 1,02
- Entwurfspunkt
  - Schub-Gewichtsverhältnis: 0,290
  - Flächenbelastung: 569 kg/m<sup>2</sup>
- Reiseflughöhe **in ft**: 44957 ft
- Maximale Abflugmasse **in kg**: 69658 kg
- Maximale Landemasse **in kg**: 63040 kg
- Betriebsleermasse **in kg**: 39148 kg
- Flügelfläche **in m<sup>2</sup>**: 122,4 m<sup>2</sup>
- Schub eines Triebwerks **in kN**: 98,938 kN
- Erforderliches Tankvolumen **in m<sup>3</sup>**: 15,5 m<sup>3</sup>

# 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 <sup>2</sup> ) <sup>0,5</sup>
Umrechnungsfaktor	m/s -> kt	1,944 kt / m/s

### Gegeben: Sicherheitslandestrecke

Sicherheitslandestrecke	$S_{LFL}$	<b>ja</b> 1750 m
Anfluggeschwindigkeit	$V_{APP}$	71,2 m/s
Anfluggeschwindigkeit	$V_{APP}$	<b>138,4 kt</b>

### Gegeben: Anfluggeschwindigkeit

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

### Landung (Landing)

Sicherheitslandestrecke	$S_{LFL}$	1750 m
Starttemperatur über ISA (288,15K)	$\Delta T_L$	<b>0</b> K
Dichteverhältnis	$\sigma$	1,000
Faktor	$k_L$	0,107 kg/m <sup>3</sup>
max. Auftriebsbeiwert, Landung	$C_{L,max,L}$	<b>2,75</b>
Massenverhältnis, Landung-Start	$m_{ML} / m_{TO}$	<b>0,905</b>
Flächebelastung bei Landemasse	$m_{ML} / S_W$	515 kg/m <sup>2</sup>
Flächebelastung bei Startmasse	$m_{MTO} / S_W$	<b>569 kg/m<sup>2</sup></b>

<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung

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

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

$$k_L = 0,03694 k_{APP}^2$$

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

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

## 1.) Dimensionierung

'''ML' '''MTO

### Start (Take-Off)

Sicherheitsstartstrecke	$s_{TOFL}$	<b>2090</b> m
Starttemperatur über ISA (288,15K)	$\Delta T_{TO}$	<b>0</b> K
Dichteverhältnis	$\sigma$	1,000
Faktor	$k_{TO}$	<b>2,34</b> m <sup>3</sup> /kg
Erfahrungswert für $C_{L,max,TO}$	$0,8 \cdot C_{L,max,L}$	2,2
max. Auftriebsbeiwert, Start	$C_{L,max,TO}$	<b>2,20</b>
Geradensteigung	$a$	<b>0,0005089</b> m <sup>2</sup> /kg
Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO}/m_{MTO} \cdot g$ bei $m_{MTO}/S_W$ der Landung	<b>0,290</b>

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

### 2. Segment

#### Berechnung der Gleitzahl

Streckung	A	<b>9,39</b>
Auftriebsbeiwert, Start	$C_{L,TO}$	1,53
Nullwiderstandsbeiwert, clean	$C_{D,0}$ (bei Berechnung: 2. Segment)	<b>0,020</b>
Nullwiderstandsbeiwert, durch Flaps	$\Delta C_{D,flap}$	0,021
Nullwiderstandsbeiwert, durch Slats	$\Delta C_{D,slat}$	<b>0,000</b>
Profilwiderstandsbeiwert	$C_{D,P}$	0,041
Oswald-Faktor; mit Klappenausschlag	e	<b>1,35</b>
Gleitzahl in Startkonfiguration	$E_{TO}$	15,28

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

#### Berechnung des Schub-Gewichts-Verhältni:

Anzahl der Triebwerke	$n_E$	<b>2</b>
Steiggradient	$\sin(\gamma)$	0,024
Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	<b>0,179</b>

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



1.) Dimensionierung

**Durchstarten (Missed Approach)**

**Berechnung der Gleitzahl**

Auftriebsbeiwert, Landung	$C_{L,L}$	1,63
Nullwiderstandsbeiwert, clean	$C_{D,0}$ (bei Berechnung: Durchstarten)	0,017
Nullwiderstandsbeiwert, durch Flaps	$\Delta C_{D,flap}$	0,026
Nullwiderstandsbeiwert, durch Slats	$\Delta C_{D,slat}$	0,000
<b>Abfrage:</b> Zulassungsbasis	JAR-25 bzw. CS-25	nein
	FAR Part 25	ja
Nullwiderstandsbeiwert, durch Fahrwerk	$\Delta C_{D,gear}$	0,015
Profilwiderstandsbeiwert	$C_{D,P}$	0,058
Gleitzahl in Landekonfiguration	$E_L$	13,09

**Berechnung des Schub-Gewichts-Verhältni:**

Steiggradient	$\sin(\gamma)$	0,021
Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	0,176

	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	1,654
äquivalenter Oberflächenwiderstandbeiwert	$C_f$ quer	0,003
Faktor	$k_E$	20,8

#### 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	20,8	<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung $S_{wet} / S_w = 6,0 \dots 6,2$
Oberflächenverhältnis	$S_{wet} / S_w$	6,2	
Streckung	A	9,39 (aus Teil 1)	
max. Gleitzahl	$E_{max}$	25,61	
	oder		
max. Gleitzahl	$E_{max}$ gewählt	25,61	<<<< 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 <b>4,8</b>
max. Gleitzahl, Reiseflug	$E_{max}$ 25,61 (aus Teil 2)
Streckung	A 9,39 (aus Teil 1)
Oswald-Faktor, clean	e <b>1,654</b>
Nullwiderstandsbeiwert	$C_{D,0}$ 0,019
Auftriebsbeiw. bei $E_{max}$	$C_{L,m}$ 0,95
Machzahl, Reiseflug	$M_{CR}$ <b>0,76</b>

Parameter	Wert
$V/V_m$	<b>1,02</b>
$C_L/C_{L,m}$	0,961
$C_L$	0,916
E	25,589

Jet, Theorie, Optimum: 1,316074013

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

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

Konstanten		
Isentropenexponent, Luft	$\gamma$	1,4
Erdbeschleunigung	g	9,81 m/s <sup>2</sup>
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 <sup>2</sup> ]	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$
0	0	0,593	0,066	101325	3824	0,179	0,176	1,95	0,07	
1	3281	0,560	0,070	89873	3392	0,179	0,176	1,73	0,07	
2	6562	0,527	0,074	79493	3000	0,179	0,176	1,53	0,07	
3	9843	0,493	0,079	70105	2646	0,179	0,176	1,35	0,08	
4	13124	0,460	0,085	61636	2326	0,179	0,176	1,18	0,09	
5	16405	0,426	0,092	54015	2038	0,179	0,176	1,04	0,09	
6	19686	0,393	0,100	47176	1780	0,179	0,176	0,91	0,10	
7	22967	0,359	0,109	41056	1549	0,179	0,176	0,79	0,11	
8	26248	0,326	0,120	35595	1343	0,179	0,176	0,68	0,12	
9	29529	0,292	0,134	30737	1160	0,179	0,176	0,59	0,13	
10	32810	0,259	0,151	26431	997	0,179	0,176	0,51	0,15	
11	36091	0,225	0,173	22627	854	0,179	0,176	0,43	0,17	
12	39372	0,192	0,204	19316	729	0,179	0,176	0,37	0,20	
13	42653	0,158	0,247	16498	623	0,179	0,176	0,32	0,25	
14	45934	0,125	0,313	14091	532	0,179	0,176	0,27	0,31	
15	49215	0,092	0,427	12035	454	0,179	0,176	0,23	0,43	
					569					0
					569					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	$m_{MTO} / S_W$	<b>569 kg/m<sup>2</sup></b>
Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO} / (m_{MTO} * g)$	<b>0,290</b>
Schubverhältnis	$(T_{CR} / T_{TO})_{CR}$	0,135
Umrechnungsfaktor	m -> ft	0,305 m/ft
Reiseflughöhe	$h_{CR}$	<b>13703 m</b>
Reiseflughöhe	$h_{CR}$	<b>44957 ft</b>
Temperatur, Troposphäre	$T_{Troposphäre}$	199,08 K
Temperatur, $h_{CR}$	$T(h_{CR})$	216,65
Schallgeschwindigkeit, $h_{CR}$	a	295 m/s
Reisefluggeschwindigkeit	$V_{CR}$	<b>224 m/s</b>

<<<< Entwurfspunkt aus Entwurfsdiagramm ablesen.

<<<< Die angegebenen Daten sind dann richtig, wenn Start und Landung gleichzeitig dimensionierend sind.

Umrechnungsfaktor	NM -> m	1852 m/NM
Auslegungsreichweite	R	<b>1500 NM</b>
Auslegungsreichweite	R	2778000 m
Flugstrecke zum Ausweichplatz	$S_{to\_alternate}$	<b>200 NM</b>
Flugstrecke zum Ausweichplatz	$S_{to\_alternate}$	370400 m
<b>Abfrage:</b> FAR Part121-Reserves?	domestic	<b>ja</b>
	international	<b>nein</b>
Kraftstoffreserve auf Langstrecke		<b>5%</b>

#### Reserveflugstrecke:

FAR Part 121	$S_{res}$
domestic	370400 m
international	509300 m

Reserveflugstrecke	$S_{res}$	370400 m
Spez.Kraftstoffverbrauch, Reise	$SFC_{CR}$	<b>1,60E-05 kg/N/s</b>

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

#### Reservezeit:

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

Flugzeit im Warteflug	$t_{loiter}$	2700 s
Spez.Kraftstoffverbr., Warteflug	$SFC_{loiter}$	<b>1,60E-05 kg/N/s</b>
Breguet-Faktor, Flugzeit	$B_t$	163027 s
Fuel-Fraction, Warteflug	$M_{ff,loiter}$	0,984

Fuel-Fraction, Triebwerksstart	$M_{ff,engine}$	<b>0,990 &lt;&lt;&lt;&lt; Werte</b>
Fuel-Fraction, Rollen	$M_{ff,taxi}$	<b>0,990 &lt;&lt;&lt;&lt; kopieren</b>
Fuel-Fraction, Start	$M_{ff,TO}$	<b>0,995 &lt;&lt;&lt;&lt; aus</b>
Fuel-Fraction, Steigflug	$M_{ff,CLB}$	<b>0,980 &lt;&lt;&lt;&lt; Tabelle</b>
Fuel-Fraction, Sinkflug	$M_{ff,DES}$	<b>0,990 &lt;&lt;&lt;&lt; rechts</b>
Fuel-Fraction, Landung	$M_{ff,L}$	<b>0,992 &lt;&lt;&lt;&lt;</b>

Phase	$M_{ff}$ nach Flugphase [Roskam]	
	transport jet	business jet
engine start	0,990	0,990
taxi	0,990	<b>0,995</b>
take-off	0,995	0,995
climb	0,980	0,980
descent	0,990	0,990
landing	0,992	0,992

### 3.) Dimensionierung

Fuel-Fraction, Standardflug	$M_{ff, std}$	0,888
Fuel-Fraction, alle Reserven	$M_{ff, res}$	0,945
Fuel-Fraction, gesamt	$M_{ff}$	0,838
Kraftstoffmassenanteil	$m_F/m_{MTO}$	0,162

Betriebsleermassenverhältnis	$m_{OE}/m_{MTO}$	0,531	A320:	nach Loftin
Betriebsleermassenverhältnis	$m_{OE}/m_{MTO}$	<b>0,562</b>	0,562	nach Statistik (falls gegeben)
Betriebsleermassenverhältnis	$m_{OE}/m_{MTO}$	<b>0,562</b>	<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung	

<b>Abfrage:</b> Flugzeugtyp	Kurz- / Mittelstr.	<b>ja</b>
	Langstrecke	<b>nein</b>
Masse: Passagier mit Gepäck	$m_{PAX}$	93,0 kg
Anzahl der Passagiere	$n_{PAX}$	<b>180</b>
Frachtmasse	$m_{cargo}$	<b>2516 kg</b>
Nutzlast	$m_{PL}$	<b>19256 kg</b>

<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung

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

	A320:	Änderung:	
	<b>19256 kg</b>	<b>0,00%</b>	(BoxWing-Entwurf mit gleicher Nutzlast)
maximale Abflugmasse	$m_{MTO}$	<b>69658 kg</b>	73500 kg -5,23%
maximale Landemasse	$m_{ML}$	<b>63040 kg</b>	64500 kg -2,26%
Betriebsleermasse	$m_{OE}$	<b>39148 kg</b>	41310 kg -5,23%
Kraftstoffmasse für Standardflug	$m_F$	<b>11254 kg</b>	12934 kg -12,99% (im Vergleich mit A320-Nachentwurf)
Flügelfläche	$S_w$	<b>122,42 m<sup>2</sup></b>	122,4 m <sup>2</sup> 0,02% (BoxWing-Entwurf so gestaltet, dass Flügelfläche gleich bleibt)
Startschub	$T_{TO}$	197876 N	<b>alle</b> Triebwerke zusammen
Startschub EINES Triebwerks	$T_{TO} / n_E$	<b>98938 N</b>	<b>118000 N</b> -16,15% (A320-Nachentwurf kommt auch mit weniger Schub aus!)
Startschub EINES Triebwerks	$T_{TO} / n_E$	22241 lb	

Kraftstoffmasse, erforderlich	$m_{F, erf}$	12416 kg
Kraftstoffdichte	$\rho_F$	<b>800 kg/m<sup>3</sup></b>
Kraftstoffvolumen, erforderlich	$V_{F, erf}$	<b>15,5 m<sup>3</sup></b>

(später zu vergleichen mit der Tankgeometrie)

max. Nutzlast	$m_{MPL}$	<b>19256 kg</b>
max. Leertankmasse	$m_{MZF}$	58404 kg
Leertankmasse	$m_{ZF}$	58404 kg

Kraftstoffmasse, alle Reserven	$m_{F, res}$	3856 kg
--------------------------------	--------------	---------

Überprüfung der Annahmen:	check:	$m_{ML}$	>	$m_{ZF} + m_{F, res}$	?
		63040 kg	>	62260 kg	

**ja**

Dimensionierung erfolgreich beendet!

# Entwurfsdiagramm

