



## Lösung zur Klausur Flugzeugentwurf SS 2006

Datum: 26.06.2006

### 1. Klausurteil

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

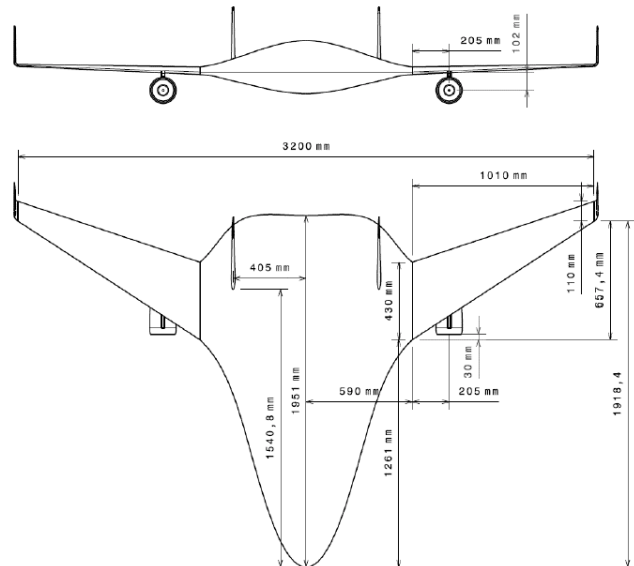
1. endurance	Höchstflugdauer
2. entry into service	Indienststellung
3. zero fuel mass	Leertankmasse
4. joined wing aircraft	Flugzeug mit verbundenen Flügeln
5. empennage	Leitwerk
6. airline	Luftverkehrsgesellschaft
7. carry-on baggage	Handgepäck
8. gross weight	Gesamtgewicht
9. profit	Gewinn
10. boundary 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 mode
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 Zweiseitenansicht eines Blended Wing Body (BWB). 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 BREGUETsche Reichweitengleichung für ein Propellerflugzeug!

$$\text{Reichweite : } s = B_s \ln \frac{m_0}{m_1} \quad \text{mit} \quad B_s = \frac{L/D \cdot \eta}{SFC_p \cdot g}$$

- $m_0$  : Masse am Beginn des Fluges  
 $m_1$  : Masse am Ende des Fluges  
 $\eta$  : Propellerwirkungsgrad  
 $L/D$  : Gleitzahl  
 $SFC_p$  : leistungsspezifischer Kraftstoffverbrauch  
 $g$  : Erdbeschleunigung

- 1.6) Berechnen Sie die Nutzlast eines Kurzstrecken Passagierflugzeugs, das 100 Passagiere transportiert und zusätzlich noch 2 Tonnen Fracht aufnehmen kann.

$$\text{Nutzlast: } 100 \cdot 93 \text{ kg} + 2000 \text{ kg} = 11300 \text{ kg}$$

- 1.7) Welche Steigrate ist nach dem Einfahren des Fahrwerks für „Large Aeroplanes“ mit zwei Triebwerken bei einem Triebwerksausfall nach dem Start nachzuweisen?

Dies ist der Steiggradient bei Triebwerksausfall im 2. Segment, der größer als 2,4 % bei Flugzeugen mit zwei Triebwerken sein muss.

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

Sie helfen bei der Interpretation und Auslegung der Zulassungsvorschriften.

## 1.9) Wodurch ist eine "gewöhnliche Flugzeugkonfiguration" gekennzeichnet?

Eine gewöhnliche Flugzeugkonfiguration ist gekennzeichnet durch die Komponenten: Rumpf und Flügel sowie durch Höhen- und Seitenleitwerk(e) am Heck.

## 1.10) Bei einer Flugzeugdimensionierung mit Hilfe des Entwurfsdiagramms (nach LOFTIN) stellt man fest, dass die Flächenbelastung aufgrund der Anforderung an die Landestrecke zu groß wird. Welche Flugzeugparameter können Sie wie verändern (nennen Sie 3 Parameter), um die erforderliche Flächenbelastung abzusenken?

Im Berechnungsgang ergibt sich eine zu hohe Flächenbelastung, weil das Flugzeug mit seinen Parametern "zu gut" angenommen wurde. Folgende Parameter könnten "verschlechtert" werden:

1. Das Massenverhältnis, Landung-Start könnte vergrößert werden. Dies entspricht der Annahme einer verringerten Masse beim Start.
2. Der max. Auftriebsbeiwert, der für die Landung angenommen wird könnte abgesenkt werden. Dies führt zu einer vergrößerten Flügelfläche.
3. Es könnte angenommen werden, dass das Flugzeug nur eine schlechtere Verzögerungsrate bei der Landung erreicht. Im Berechnungsgang entspricht dies einer Absenkung des Erfahrungsfaktors  $k_L$ .

## 1.11) Nennen Sie jeweils einen typischen Wert für Passagierflugzeuge der folgenden Parameter: maximaler Auftriebsbeiwert, Gleitzahl, Widerstandsbeiwert bei Nullauftrieb, Anfluggeschwindigkeit.

maximaler Auftriebsbeiwert	:	2,8
Gleitzahl	:	17
Widerstandsbeiwert bei Nullauftrieb	:	0,02
Anfluggeschwindigkeit, Businessjets	:	bis 120 kt
Anfluggeschwindigkeit, Kurz-/Mittelstreckenflugzeug	:	bis 140 kt
Anfluggeschwindigkeit, Langstreckenflugzeug	:	bis 165 kt

## 1.12) Nennen Sie die Gleichung mit der aus dem Schub-Gewichtsverhältnis und der maximalen Abflugmasse der Startschub eines Triebwerks berechnet werden kann!

$$T_{TO} = m_{MTO} \cdot g \cdot \left( \frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} \right)$$

## 1.13) Welche Vor- und Nachteile hat eine Auftriebsverteilung, die innen fülliger ist gegenüber einer elliptischen Auftriebsverteilung?

Eine Auftriebsverteilung, die innen fülliger ist erzeugt ein geringeres Biegemoment an der Flügelwurzel. Der Flügel kann dadurch leichter gebaut werden. Nachteilig ist aber der höhere Widerstand gegenüber der elliptischen Auftriebsverteilung, die den geringsten induzierten Widerstand verursacht.

## 1.14) Es soll ein Langstrecken-Passagierflugzeug für 440 Passagiere entworfen werden. Schätzen Sie ganz grob die maximale Abflugmasse eines derartigen Flugzeugs nach statistischem Erfahrungswert!

Man kann grob ansetzen: 1 t für einen Passagier. Damit dann: maximale Abflugmasse ist etwa 440 t.

1.15) Die maximale Landemasse (max. landing mass, MLW) muss größer sein als die maximale Leertankmasse (max. zero fuel mass, MZFW) plus Reservekraftstoff plus operationelle Reserve für unerwartet geringen Verbrauch während des Fluges. Nach welcher einfachen Formel kann MLW aus MZFW abgeschätzt werden?

$$MLW = 1,07 \cdot MZFW$$

1.16) Durch den Einsatz eines Lastabminderungssystems (load alleviation systems) kann ein CFK-Flügel leichter ausgelegt werden, nicht jedoch ein Aluminium-Flügel. Warum?

- Ein Lastabminderungssystem kann selten auftretende große Lasten ("Jahrhundert-Bö") abmindern.
- Die Wöhlerkurve beschreibt die zulässige maximale Spannung in Abhängigkeit der Lastwechselzahl. Bei Aluminium nimmt die zulässige maximale Spannung mit der Lastwechselzahl stark ab, bei CFK ist kaum eine Abnahme festzustellen.
- Aus der Wöhlerkurve folgt: Aluminiumstrukturen werden eher auf Dauerfestigkeit dimensioniert. Für CFK Strukturen sind hohe (selten auftretende) Lasten kritisch.
- Ein Lastabminderungssystem verringert die dimensionierenden kritischen Lasten einer CFK Struktur.

1.17) Ein Flugzeug habe einen nach *vorn* gepfeilten Flügel mit V-Form. Es existiert nur ein Tank auf jeder Flügelseite. In welche Richtung verschiebt sich der Schwerpunkt des Flugzeugs während des Fluges?

Der Schwerpunkt verschiebt sich während des Fluges (bei sinkendem Kraftstoffstand) nach hinten.

## 2. Klausurteil

### Aufgabe 2.1

Es soll ein 4-strahliges Flugzeug in einer Blended Wing Body Konfiguration entworfen werden. Dazu ist zunächst die Dimensionierung vorzunehmen.

Tragen Sie Ihre Ergebnisse in das Formblatt im Anhang ein! Zeichnen Sie das Entwurfsdiagramm!

## Ergebnisse zu Aufgabe 2.1

Bitte tragen Sie hier Ihre Ergebnisse und Zwischenergebnisse ein!

- Flächenbelastung aus Forderung zur Sicherheitslandestrecke:  
269 kg/m<sup>2</sup>
- Schub-Gewichtsverhältnis / Flächenbelastung aus Forderung zur Sicherheitsstartstrecke:  
Das Verhältnis Schub-Gewichtsverhältnis / Flächenbelastung  
(die Steigung im Entwurfsdiagramm) ist 0,0009569 m<sup>2</sup>/kg
- Gleitzahl im 2. Segment:  
17,00
- Gleitzahl beim Durchstarten:  
10,97
- Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderung zum Steiggradienten im 2. Segment:  
0,118
- Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderung zum Steiggradienten beim Durchstarten:  
0,115
- Gleitzahl im Reiseflug:  
maximale Gleitzahl: 23,17; wirkliche Gleitzahl: 22,58
- Geschwindigkeits-Verhältnis  $V/V_{md}$  : 1,12
- Entwurfspunkt
  - Schub-Gewichtsverhältnis: 0,258
  - Flächenbelastung: 269 kg/m<sup>2</sup>
- Reiseflughöhe (in ft): 36619 ft
- maximale Abflugmasse: 509325 kg
- maximale Landemasse: 371807 kg
- Betriebsleermasse: 254662 kg
- Flügelfläche: 1893 m<sup>2</sup>
- Schub aller Triebwerke gemeinsam: 1289090 N
- erforderliches Tankvolumen: 222,8 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 SS0!

## 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>nein</b> 3350 m
Anfluggeschwindigkeit	$V_{APP}$	98,5 m/s
Anfluggeschwindigkeit	$V_{APP}$	<b>191,5 kt</b>

### Gegeben: Anfluggeschwindigkeit

Anfluggeschwindigkeit	$V_{APP}$	<b>ja</b> 166,0 kt
Anfluggeschwindigkeit	$V_{APP}$	85,4 m/s
Sicherheitslandestrecke	$S_{LFL}$	<b>2518 m</b>

<<<< 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	$S_{LFL}$	2518 m
Dichteverhältnis	$\sigma$	1
Faktor	$k_L$	0,107 kg/m <sup>3</sup>
max. Auftriebsbeiwert, Landung	$C_{L,max,L}$	<b>0,73</b>
Massenverhältnis, Landung-Start	$m_{ML} / m_{TO}$	<b>0,73</b>
Flächebelastung bei Landemasse	$m_{ML} / S_W$	197 m
Flächebelastung bei Startmasse	$m_{MTO} / S_W$	<b>269 kg/m<sup>2</sup></b>

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

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

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

## 1.) Dimensionierung

'''ML' '''MTO

### Start (Take-Off)

Sicherheitsstartstrecke	$s_{TOFL}$	3350 m
Dichteverhältnis	$\sigma$	1
Faktor	$k_{TO}$	2,34 m <sup>3</sup> /kg
Erfahrungswert für $C_{L,max,TO}$	$0,8 \cdot C_{L,max,L}$	0,584
max. Auftriebsbeiwert, Start	$C_{L,max,TO}$	0,73
Geradensteigung	$a$	0,0009569 m <sup>2</sup> /kg
Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO}/m_{MTO} \cdot g$ bei $m_{MTO}/S_W$ der Landung	0,258
	$T_{TO}/m_{MTO} \cdot g$ bei 600 kg/m <sup>2</sup>	0,574

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

### 2. Segment

#### Berechnung der Gleitzahl

Streckung	$A$	5,159
Auftriebsbeiwert, Start	$C_{L,TO}$	0,51
Nullwiderstandsbeiwert, clean	$C_{D,0}$ (bei Berechnung: 2. Segment)	0,010
Nullwiderstandsbeiwert, durch Flaps	$\Delta C_{D,flap}$	0,000
Nullwiderstandsbeiwert, durch Slats	$\Delta C_{D,slat}$	0,000
Profilwiderstandsbeiwert	$C_{D,P}$	0,010
Oswald-Faktor; mit Klappenausschlag	$e$	0,8
Gleitzahl in Startkonfiguration	$E_{TO}$	17,00

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

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

Anzahl der Triebwerke	$n_E$	4
Steiggradient	$\sin(\gamma)$	0,03
Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	0,118

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

1.) Dimensionierung

**Durchstarten (Missed Approach)**

**Berechnung der Gleitzahl**

Auftriebsbeiwert, Landung	$C_{L,L}$	0,43
Nullwiderstandsbeiwert, clean	$C_{D,0}$ (bei Berechnung: Durchstarten)	0,010
Nullwiderstandsbeiwert, durch Flaps	$\Delta C_{D,flap}$	0,000
Nullwiderstandsbeiwert, durch Slats	$\Delta C_{D,slat}$	0,000
Abfrage:	Zulassungsbasis: JAR-25 bzw. CS-25	nein
	Zulassungsbasis: FAR Part 25	ja
Nullwiderstandsbeiwert, durch Fahrwerk	$\Delta C_{D,gear}$	0,015
Profilwiderstandsbeiwert	$C_{D,P}$	0,025
Gleitzahl in Landekonfiguration	$E_L$	10,97

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

Steiggradient	$\sin(\gamma)$	0,027
Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	0,115

	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	15,8	<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung
Oberflächenverhältnis	$S_{wet} / S_w$	2,4	$S_{wet} / S_w = 6,0 \dots 6,2$
Streckung	A	5,159 (aus Teil 1)	
max. Gleitzahl	$E_{max}$	23,17	
	oder		
max. Gleitzahl	$E_{max}$ gewählt	23,17	<<<< 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	Parameter	Wert
Nebenstromverhältnis	BPR <b>9,5</b>	$V/V_m$	<b>1,12</b>
max. Gleitzahl, Reiseflug	$E_{max}$ 23,17 (aus Teil 2)	$C_L/C_{L,m}$	0,797
Streckung	A 5,159 (aus Teil 1)	$C_L$	0,237
Oswald-Faktor, clean	e <b>0,85</b>	E	22,583
Nullwiderstandsbeiwert	$C_{D,0}$ 0,006		
Auftriebsbeiw. bei $E_{max}$	$C_{L,m}$ 0,30		
Machzahl, Reiseflug	$M_{CR}$ <b>0,85</b>		

Jet, Theorie, Optimum: 1,316074013

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

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

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

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

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

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	0,477	0,093	101325	1238	0,118	0,115	1,18	0,09	
1	3281	0,450	0,099	89873	1098	0,118	0,115	1,05	0,10	
2	6562	0,422	0,105	79493	971	0,118	0,115	0,93	0,10	
3	9843	0,395	0,112	70105	857	0,118	0,115	0,82	0,11	
4	13124	0,368	0,120	61636	753	0,118	0,115	0,72	0,12	
5	16405	0,340	0,130	54015	660	0,118	0,115	0,63	0,13	
6	19686	0,313	0,142	47176	577	0,118	0,115	0,55	0,14	
7	22967	0,285	0,155	41056	502	0,118	0,115	0,48	0,16	
8	26248	0,258	0,172	35595	435	0,118	0,115	0,42	0,17	
9	29529	0,231	0,192	30737	376	0,118	0,115	0,36	0,19	
10	32810	0,203	0,218	26431	323	0,118	0,115	0,31	0,22	
11	36091	0,176	0,252	22627	277	0,118	0,115	0,26	0,25	
12	39372	0,149	0,298	19316	236	0,118	0,115	0,23	0,30	
13	42653	0,121	0,365	16498	202	0,118	0,115	0,19	0,36	
14	45934	0,094	0,471	14091	172	0,118	0,115	0,16	0,47	
15	49215	0,067	0,664	12035	147	0,118	0,115	0,14	0,66	
					269					0
					270					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>269</b> kg/m <sup>2</sup>	<<<< Entwurfspunkt aus Entwurfsdiagramm ablesen
Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO} / (m_{MTO} * g)$	<b>0,258</b>	<<<< Entwurfspunkt aus Entwurfsdiagramm ablesen
Schubverhältnis	$(T_{CR}/T_{TO})_{CR}$	0,172	
Umrechnungsfaktor	m -> ft	0,305 m/ft	
Reiseflughöhe	$h_{CR}$	<b>11161 m</b>	
Reiseflughöhe	$h_{CR}$	<b>36619 ft</b>	
Temperatur, Troposphäre	$T_{Troposphäre}$	215,60 K	$T_{Stratosphäre}$ 216,65 K
Temperatur, $h_{CR}$	$T(h_{CR})$	216,65	
Schallgeschwindigkeit, $h_{CR}$	a	295 m/s	
Reisefluggeschwindigkeit	$V_{CR}$	<b>251 m/s</b>	

Umrechnungsfaktor	NM -> m	1852 m/NM	
Auslegungsreichweite	R	<b>7500</b> NM	
Auslegungsreichweite	R	13890000 m	
Flugstrecke zum Ausweichplatz	$S_{to\_alternate}$	<b>200</b> NM	
Flugstrecke zum Ausweichplatz	$S_{to\_alternate}$	370400 m	
Reserveflugstrecken	$S_{res\_domestic}$	370400 m	$S_{res,inter.}$ 1064900 m

5% Kraftstoffreserven, Strecke

Reserveflugstrecke, gewählt	$S_{res}$	<b>1064900</b> m	<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung
Spez.Kraftstoffverbrauch, Reise	$SFC_{CR}$	<b>1,40E-05</b> kg/N/s	typischer Wert: 1,60E-05 kg/N/s
Breguet-Faktor, Reichweite	$B_s$	41246627 m	
Fuel-Fraction, Reiseflug	$M_{ff,CR}$	0,714	
Fuel-Fraction, Reserveflugstr.	$M_{ff,RES}$	0,975	

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

Flugzeit im Warteflug	$t_{loiter}$	<b>1800</b> s	<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung
Spez.Kraftstoffverbr., Warteflug	$SFC_{loiter}$	<b>1,40E-05</b> kg/N/s	
Breguet-Faktor, Flugzeit	$B_t$	164428 s	
Fuel-Fraction, Warteflug	$M_{ff,loiter}$	0,989	

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

### 3.) Dimensionierung

Fuel-Fraction, Standardflug	$M_{ff, std}$	0,696
Fuel-Fraction, alle Reserven	$M_{ff, res}$	0,952
Fuel-Fraction, gesamt	$M_{ff}$	0,663
Kraftstoffmassenanteil	$m_F/m_{MTO}$	0,337

Betriebsleermassenverhältnis	$m_{OE}/m_{MTO}$	0,498
Betriebsleermassenverhältnis	$m_{OE}/m_{MTO}$	<b>0,500</b>
Betriebsleermassenverhältnis	$m_{OE}/m_{MTO}$	<b>0,500</b>

nach Loftin  
nach Statistik (falls gegeben)

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

Abfrage:	Kurz- / Mittelstr. Langstrecke	<b>nein</b> <b>ja</b>
Masse: Passagier mit Gepäck	$m_{PAX}$	97,5 kg
Anzahl der Passagiere	$n_{PAX}$	<b>750</b>
Frachtmasse	$m_{cargo}$	<b>10000 kg</b>
Nutzlast	$m_{PL}$	<b>83125 kg</b>

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

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

maximale Abflugmasse	$m_{MTO}$	<b>509325 kg</b>
maximale Landemasse	$m_{ML}$	<b>371807 kg</b>
Betriebsleermasse	$m_{OE}$	<b>254662 kg</b>
Kraftstoffmasse für Standardflug	$m_F$	<b>171537 kg</b>
Flügelfläche	$S_w$	<b>1893 m<sup>2</sup></b>
Startschub	$T_{TO}$	1289090 N
Startschub EINES Triebwerks	$T_{TO} / n_E$	<b>322273 N</b>
Startschub EINES Triebwerks	$T_{TO} / n_E$	72447 lb

**alle** Triebwerke zusammen

**ein** Triebwerk

**ein** Triebwerk

Kraftstoffmasse, erforderlich	$m_{F, erf}$	178259 kg
Kraftstoffdichte	$\rho_F$	800 kg/m <sup>3</sup>
Kraftstoffvolumen, erforderlich	$V_{F, erf}$	<b>222,8 m<sup>3</sup></b>

(später zu vergleichen mit der Tankgeometrie)

max. Nutzlast	$m_{MPL}$	<b>83125 kg</b>
max. Leertankmasse	$m_{MZF}$	337787 kg

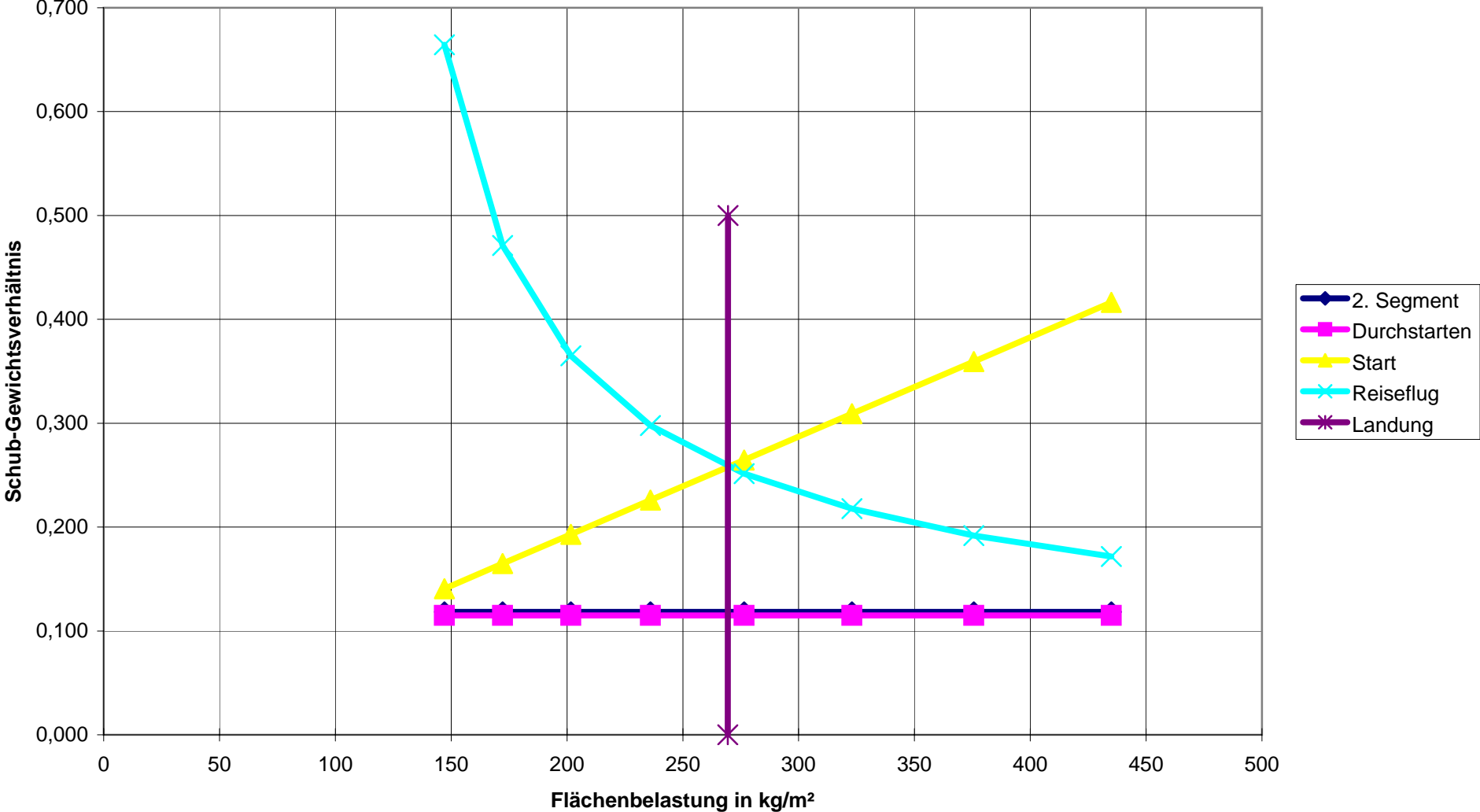
Kraftstoffmasse, alle Reserven	$m_{F, res}$	24267 kg
--------------------------------	--------------	----------

Überprüfung der Annahmen:	check:	$m_{ML}$	>	$m_{MZF} + m_{F, res}$	?
		371807 kg	>	362054 kg	

**ja**

**Dimensionierung erfolgreich beendet!**

# Entwurfsdiagramm



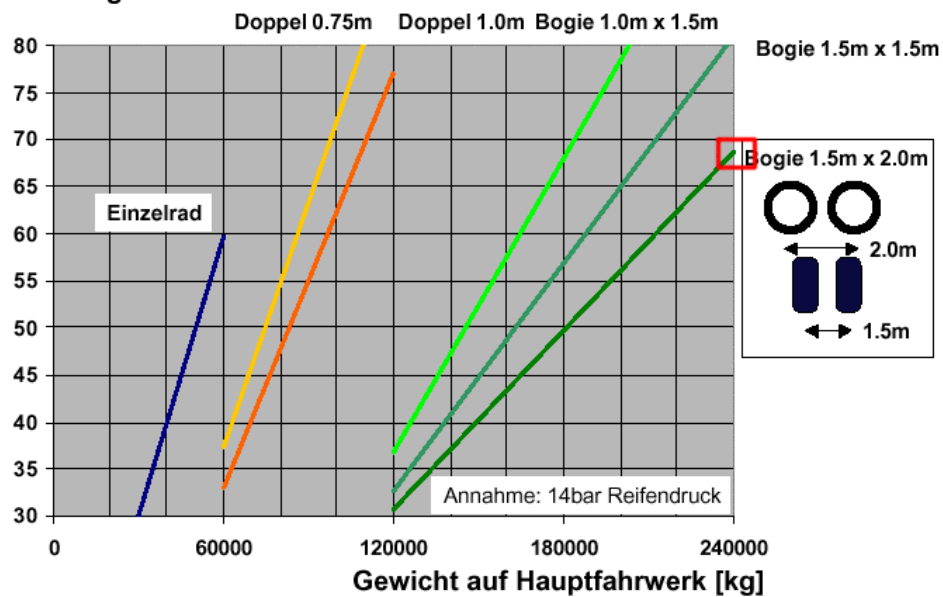
**Aufgabe 2.2** (6 Punkte)

Ein Flugzeug hat eine Abflugmasse von 252,6 t. 95% der Last trägt das Hauptfahrwerk, das zwei Hauptfahrwerksbeine aufweist. Das Flugzeug ist mit vier Rädern je Hauptfahrwerksbein ausgerüstet (Bogie oder Dual Tandem), die einen seitlichen Abstand von 1,5 m haben und einen Radstand von 2,0 m. Reifendruck: 14 bar.

- a) Ermitteln Sie die Aircraft Classification Number (ACN) auf Asphalt (subgrade B) nach Vorlesungsunterlagen!

Auf dem Hauptfahrwerk (MG) lasten:  $m_{MG} = 0,95 \cdot 252,6 \text{ t} = 240 \text{ t}$

Nach Diagramm (rotes Quadrat) ergibt sich: ACN = 68.

**ACN flexible subgrade B**

- b) Berechnen Sie die Load Classification Number (LCN) nach TORENBEEK! Der Wert  $L = 1,15 \text{ m}$ . Hinweis: Berechnen Sie zunächst die Reifenaufstandsfläche. Extrapolieren Sie beim Gebrauch der Diagramme falls notwendig!

Die gesamte Aufstandsfläche eines der beiden Hauptfahrwerke

$$p = F/A \quad A = F/p \quad F = m_{MG}/2 \cdot g$$

$$A = (m_{MG}/2 \cdot g)/p = (240000 \text{ kg} / 2 \cdot 9,81 \text{ m/s}^2) / 14 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2 = 0,8408 \text{ m}^2$$

$$A / l^2 = 0,6358$$

Für Fig. 10-3 aus TORENBEEK (Skript Abschnitt 12):

$$S_B / l = 2 / 1,15 = 1,74$$

$$S_T / l = 1,5 / 1,15 = 1,30$$

$$\text{Reduction Factor: } RF = 3,7$$

(Fig. 10-3 extrapoliert)

$$\text{ESWL: } 120 \text{ t} / 3,7 = 32,4 \text{ t}$$

$$LCN = 105$$

(Fig. 10-1 leicht extrapoliert)

**Aufgabe 2.3** (2 Punkte)

Schätzen Sie die im Entwurf zu wählende relative Dicke des Flügels ab! Der Auftriebsbeiwert im Reiseflug beträgt 0,3. Sie haben ein modernes superkritisches Profil gewählt. Der Flügel soll eine Pfeilung von 30° erhalten. Das Flugzeug soll im Reiseflug mit einer Machzahl von 0,85 fliegen. Dies ist auch die Machzahl des Widerstandsanstiegs.

Nutzen Sie für Ihre Rechnung die Gleichung, die auf nichtlinearer Regression (nonlinear regression) beruht! (Siehe u.a. Klausur vom WS 05/06)!

$$t/c = k_t \cdot M_{DD}^t \cdot (\cos \varphi_{25})^u \cdot c_L^v \cdot k_M^w$$

$k_t$	0,127
$t$	-0,204
$u$	0,573
$v$	0,065
$w$	0,556
$k_M$	
for conventional airfoils	0,921
for peaky airfoils	0,928
for older supercritical airfoils	1,017
for modern supercritical airfoils	<b>0,932</b>

Ergebnis:  $t/c = 0,108$

**Aufgabe 2.4** (2 Punkte)

Berechnen Sie den Abwindwinkel nach DUBS! Streckung: 8. Auftriebsbeiwert: 1,2. Abstand vom Flügel zum Höhenleitwerk: 10 m. Spannweite: 20 m.

Lösung siehe Aufgabe 2.7 der Klausur vom WS 05/06. Hier mit anderem Wert für die Streckung  $A = 10$ . Ergebnis: 4,7°

2.5

$$w_{MZF} = w_{OE} + w_{MPL} \quad (1)$$

$$w_L = 0,75 \cdot w_{MTO}$$

$$w_L = 1,07 \cdot w_{MZF}$$

$$\frac{w_{OE}}{w_{MTO}} = 0,23 + 1,04 \cdot \frac{T_{TO}}{w_{MTO} \cdot g} \quad (\text{Löfflin})$$

$$0,75 \cdot w_{MTO} = 1,07 \cdot w_{MZF}$$

$$w_{MZF} = \frac{0,75}{1,07} \cdot w_{MTO}$$

$$w_{OE} = 0,49 \cdot w_{MTO}$$

$$(1) \quad \frac{0,75}{1,07} w_{MTO} = 0,49 \cdot w_{MTO} + w_{MPL}$$

$$\left( \frac{0,75}{1,07} - 0,49 \right) w_{MTO} = w_{MPL}$$

$$w_{MTO} = \frac{w_{MPL}}{\frac{0,75}{1,07} - 0,49}$$
$$= \underline{\underline{474 \text{ t}}}$$



## 2.61

Strength of wake turbulence  $\sim D_i$

Energy " " " "  $\sim D_i \cdot S$

Power " " " "  $\sim D_i \cdot V = P_{\text{wake}}$

$$D_i = \frac{1}{2} \rho V^2 \cdot C_{Di} \cdot S = \frac{1}{2} \rho V^2 \cdot \frac{C_L^2}{\pi A e} \cdot S$$

$$m \cdot g = \frac{1}{2} \rho V^2 \cdot C_L \cdot S \quad C_L = \frac{2mg}{\rho V^2 \cdot S}$$

$$D_i = m \cdot g \cdot \frac{C_L}{\pi A e} = \frac{2m^2 \cdot g^2}{\rho V^2 S \cdot \pi A e}$$

$$D_i = \frac{2g^2}{\pi A e} \cdot \frac{m \cdot \text{m/s}}{\rho \cdot V^2}$$

$$P_{\text{wake}} = \frac{2g^2}{\pi A e} \cdot \frac{m \cdot \text{m/s}}{\rho \cdot V}$$