



Lösung zur Klausur Flugzeugentwurf WS 05/06

Datum: 27.01.2006

1. Klausurteil

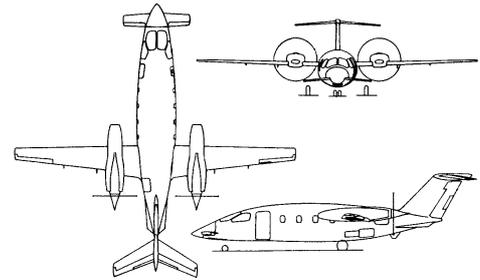
1.1) Nennen Sie die entsprechende Bezeichnung folgender Luftfahrtausdrücke in deutscher Sprache.

- | | |
|--------------------------------|---|
| 1. payload | Nutzlast |
| 2. chord line | Profilsehne |
| 3. piston prop | Propeller mit Kolbenmotor |
| 4. constraint | Randbedingung |
| 5. design eye position | Referenzpunkt des Auges |
| 6. Dutch roll mode | Roll-Gier-Schwingung oder: Taumelschwingung |
| 7. dorsal fin | Rückenflosse |
| 8. hinge | Scharnier |
| 9. track | Schiene |
| 10. camber line | Skelettlinie |
| 11. position of maximum camber | Wölbungsrücklage |
| 12. shrink | verkürzte Version eines Flugzeugs |

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

- | | |
|------------------------------------|-----------------------|
| 1. benetzte Oberfläche, | wetted aerea |
| 2. Pendelleitwerk | all moving tail |
| 3. Phygoide | phugoid |
| 4. Reichweitenfaktor | Breguet factor |
| 5. negatives Rollgiermoment | adverse yaw |
| 6. Ruheraum für die Besatzung | crew rest facility |
| 7. Schränkung | twist |
| 8. Schubumkehr | reverse thrust |
| 9. Schubvektorsteuerung | thrust vector control |
| 10. Schütteln (bei hoher Machzahl) | buffeting |
| 11. Wasserflugzeug | seaplane |
| 12. Vergleichsstudie | trade-off study |

1.3) Gezeigt ist die Dreiseitenansicht einer Piaggio GP-180. Nennen Sie 4 besondere Merkmale dieser Konfiguration und diskutieren Sie kurz die Vor- und Nachteile der Merkmale bzw. nennen Sie die aus den Merkmalen folgenden Konsequenzen für den Flugbetrieb!



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

1.4) Nennen Sie 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

1.5) 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 ≤ 5700 kg	passenger seats ≤ 19 MTOW ≤ 8600 kg propeller driven twin-engined	MTOW > 5700 kg

Normal aeroplanes: $n_z \leq 2,5 \dots 3,8$
 Utility aeroplanes: $n_z \leq 4,4$
 Aerobatic Aeroplanes: $n_z \leq 6,0$

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

Sie helfen bei der Interpretation und Auslegung der Zulassungsvorschriften.

1.7) Der Wellenwiderstandsbeiwert hat den Wert 0. Wie nennt man die Machzahl, bei der das Flugzeug gerade fliegt?

Das Flugzeug fliegt dann gerade mit der kritischen Machzahl M_{crit} oder einer geringeren Machzahl.

1.8) Welche Anforderungen werden gemäß dem Dimensionierungsverfahren nach LOFTIN in das Entwurfsdiagramm eingezeichnet? Wie ermittelt man daraufhin den Entwurfspunkt?

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

- 1.9) Welche Steiggradienten muss ein dreistrahliges Flugzeug im 2. Segment und beim Durchstarten mit einem ausgefallenen Triebwerk gemäß CS bzw. FAR erfüllen? Nennen Sie konkrete Werte!

Steiggradient bei Triebwerksausfall im 2. Segment größer als 2,7 % bei Flugzeug mit drei Triebwerken.

Steiggradient bei Triebwerksausfall beim Durchstarten größer als 2,4 % bei Flugzeug mit drei Triebwerken.

- 1.10) Bei einer Flugzeugdimensionierung mit Hilfe des Entwurfsdiagramms (nach LOFTIN) stellt man fest, dass das Schub-Gewichtsverhältnis aus der Zulassungsforderung zum 2. Segment bei Triebwerksausfall folgt. Welche Flugzeugparameter können Sie wie verändern (nennen Sie drei Parameter), um das erforderliche Schub-Gewichtsverhältnis abzusenken?

1. Die Anzahl der Triebwerke erhöhen.
2. Die Gleitzahl beim Start verbessern (erhöhen):
 - a) erforderlichen Auftriebsbeiwert verringern
 - b) Widerstände durch Hochauftriebseinrichtungen verringern
 - c) Profilwiderstand verringern
 - d) Oswald-Faktor erhöhen

- 1.11) Nennen Sie jeweils einen typischen Wert für Passagierflugzeuge der folgenden Parameter: Schub-Gewichtsverhältnis, Flächenbelastung, äquivalenter Oberflächenwiderstandsbeiwert, Belastung pro Hauptfahrwerksrad.

Schub-Gewichtsverhältnis	:	0,25
Flächenbelastung	:	700 kg/m ²
äquivalenter Oberflächenwiderstandsbeiwert	:	0,003
Belastung pro Hauptfahrwerksrad (für Passagierflugzeuge)	:	30 t

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

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

- 1.13) Welcher Parameter ist heutzutage für die Beschreibung der Bodenbelastung durch ein Flugzeug maßgebend. Nennen Sie die Abkürzung und die vollständige Bezeichnung des Parameters!

Dies ist die Aircraft Classification Number, ACN

- 1.14) Es soll ein Langstrecken-Passagierflugzeug für 330 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 330 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 system) kann ein CFK-Flügel leichter ausgelegt werden, nicht jedoch ein Aluminium-Flügel. Warum?

- Ein Lastabminderungssystem kann selten auftretende große Lasten ("Jahrhundert-Bö") abmildern.
- 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 herkömmlichen nach hinten 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 vorn.

2. Klausurteil

Aufgabe 2.1

Es soll der zweistrahlige "Utility Jet" Grob skizziert nachentworfen werden. Dazu ist zunächst die Dimensionierung vorzunehmen.

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

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 ²) ^{0,5}
Umrechnungsfaktor	m/s -> kt	1,944 kt / m/s

Gegeben: Sicherheitslandestrecke

Sicherheitslandestrecke	S_{LFL}	ja 914 m
Anfluggeschwindigkeit	V_{APP}	51,5 m/s
Anfluggeschwindigkeit	V_{APP}	100,0 kt

<<<< ja oder nein

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

Gegeben: Anfluggeschwindigkeit

Anfluggeschwindigkeit	V_{APP}	nein 100,0 kt
Anfluggeschwindigkeit	V_{APP}	51,4 m/s
Sicherheitslandestrecke	S_{LFL}	914 m

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

Landung (Landing)

Sicherheitslandestrecke	S_{LFL}	914 m
Dichteverhältnis	σ	1
Faktor	k_L	0,107 kg/m ³
max. Auftriebsbeiwert, Landung	$C_{L,max,L}$	2,05
Massenverhältnis, Landung-Start	m_{ML} / m_{MTO}	0,950
Flächebelastung bei Landemasse	m_{ML} / S_W	200 m
Flächebelastung bei Startmasse	m_{MTO} / S_W	211 kg/m²

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

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

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

1.) Dimensionierung

Start (Take-Off)

Sicherheitsstartstrecke	s_{TOFL}	914 m
Dichteverhältnis	σ	1
Faktor	k_{TO}	2,34 m ³ /kg
Erfahrungswert für $C_{L,max,TO}$	$0,8 \cdot C_{L,max,L}$	1,64
max. Auftriebsbeiwert, Start	$C_{L,max,TO}$	1,35
Geradensteigung	a	0,0018964
Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO}/m_{MTO} \cdot g$ bei $m_{MTO}/S_W=300\text{kg}/\text{m}^2$	0,569

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

2. Segment

Berechnung der Gleitzahl

Streckung	A	7,36
Auftriebsbeiwert, Start	$C_{L,TO}$	0,94
Nullwiderstandsbeiwert, clean	$C_{D,0}$ (bei Berechnung: 2. Segment)	0,020
Nullwiderstandsbeiwert, durch Flaps	$\Delta C_{D,flap}$	0,000
Nullwiderstandsbeiwert, durch Slats	$\Delta C_{D,slat}$	0,000
Profilwiderstandsbeiwert	$C_{D,P}$	0,020
Oswald-Faktor; mit Klappenausschlag	e	0,7
Gleitzahl in Startkonfiguration	E_{TO}	12,62

	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	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	0,207

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

1.) Dimensionierung

Durchstarten (Missed Approach)

Berechnung der Gleitzahl

Auftriebsbeiwert, Landung	$C_{L,L}$	1,21
Nullwiderstandsbeiwert, clean	$C_{D,0}$ (bei Berechnung: Durchstarten)	0,020
Nullwiderstandsbeiwert, durch Flaps	$\Delta C_{D,flap}$	0,006
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	$C_{D,P}$	0,041
Gleitzahl in Landekonfiguration	E_L	9,22

Berechnung des Schub-Gewichts-Verhältni:

Steiggradient	$\sin(\gamma)$	0,021
Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	0,246

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

<<<< 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	14,9	<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung
Oberflächenverhältnis	S_{wet} / S_w	6,1	$S_{wet} / S_w = 6,0 \dots 6,2$
Streckung	A	7,36 (aus Teil 1)	
max. Gleitzahl	E_{max}	16,37	
	oder		
max. Gleitzahl	E_{max} gewählt	16,37	<<<< 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	3,4
max. Gleitzahl, Reiseflug	E_{max}	16,37 (aus Teil 2)
Streckung	A	7,36 (aus Teil 1)
Oswald-Faktor, clean	e	0,85
Nullwiderstandsbeiwert	$C_{D,0}$	0,018
Auftriebsbeiw. bei E_{max}	$C_{L,m}$	0,60
Machzahl, Reiseflug	M_{CR}	0,7

Parameter	Wert
V/V_m	1,3
$C_L/C_{L,m}$	0,592
C_L	0,355
E	14,346

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

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

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

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

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

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 ²]	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$				
0	0	0,628	0,111	101325	1259	0,207	0,246	2,39	0,11	
1	3281	0,593	0,118	89873	1116	0,207	0,246	2,12	0,12	
2	6562	0,558	0,125	79493	987	0,207	0,246	1,87	0,13	
3	9843	0,522	0,133	70105	871	0,207	0,246	1,65	0,13	
4	13124	0,487	0,143	61636	766	0,207	0,246	1,45	0,14	
5	16405	0,452	0,154	54015	671	0,207	0,246	1,27	0,15	
6	19686	0,417	0,167	47176	586	0,207	0,246	1,11	0,17	
7	22967	0,381	0,183	41056	510	0,207	0,246	0,97	0,18	
8	26248	0,346	0,201	35595	442	0,207	0,246	0,84	0,20	
9	29529	0,311	0,224	30737	382	0,207	0,246	0,72	0,22	
10	32810	0,275	0,253	26431	328	0,207	0,246	0,62	0,25	
11	36091	0,240	0,290	22627	281	0,207	0,246	0,53	0,29	
12	39372	0,205	0,340	19316	240	0,207	0,246	0,46	0,34	
13	42653	0,170	0,411	16498	205	0,207	0,246	0,39	0,41	
14	45934	0,134	0,519	14091	175	0,207	0,246	0,33	0,52	
15	49215	0,099	0,704	12035	150	0,207	0,246	0,28	0,70	
					211					0
					211					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	210 kg/m ²	<<<< Entwurfspunkt aus Entwurfsdiagramm ablesen
Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO} / (m_{MTO} * g)$	0,4	<<<< Entwurfspunkt aus Entwurfsdiagramm ablesen
Schubverhältnis	$(T_{CR}/T_{TO})_{CR}$	0,174	
Reise Flughöhe	h_{CR}	12866 m	
Temperatur, Troposphäre	$T_{Troposphäre}$	204,52 K	$T_{Stratosphäre}$ 216,65 K
Temperatur, h_{CR}	$T(h_{CR})$	216,65	
Schallgeschwindigkeit, h_{CR}	a	295 m/s	
Reisefluggeschwindigkeit	V_{CR}	207 m/s	

Umrechnungsfaktor	NM -> m	1852 m/NM	
Auslegungsreichweite	R	1220 NM	
Auslegungsreichweite	R	2259440 m	
Flugstrecke zum Ausweichplatz	$S_{to_alternate}$	100 NM	
Flugstrecke zum Ausweichplatz	$S_{to_alternate}$	185200 m	
Reserveflugstrecken	$S_{res_domestic}$	185200 m	$S_{res_inter.}$ 298172 m

5% Kraftstoffreserven, Strecke

Reserveflugstrecke, gewählt	S_{res}	185200 m	<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung
Spez.Kraftstoffverbrauch, Reise	SFC_{CR}	2,00E-05 kg/N/s	typischer Wert: 1,60E-05 kg/N/s
Breguet-Faktor, Reichweite	B_s	15105024 m	
Fuel-Fraction, Reiseflug	$M_{ff,CR}$	0,861	
Fuel-Fraction, Reserveflugstr.	$M_{ff,RES}$	0,988	

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

Flugzeit im Warteflug	t_{loiter}	2700 s	<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung
Spez.Kraftstoffverbr., Warteflug	SFC_{loiter}	2,00E-05 kg/N/s	
Breguet-Faktor, Flugzeit	B_t	73119 s	
Fuel-Fraction, Warteflug	$M_{ff,loiter}$	0,964	

Fuel-Fraction, Triebwerksstart	$M_{ff,engine}$	0,990 <<<< Werte
Fuel-Fraction, Rollen	$M_{ff,taxi}$	0,995 <<<< 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	$M_{ff, std}$	0,840
Fuel-Fraction, alle Reserven	$M_{ff, res}$	0,941
Fuel-Fraction, gesamt	M_{ff}	0,790
Kraftstoffmassenanteil	m_F/m_{MTO}	0,210

Betriebsleermassenverhältnis	m_{OE}/m_{MTO}	0,646
Betriebsleermassenverhältnis	m_{OE}/m_{MTO}	0,610
Betriebsleermassenverhältnis	m_{OE}/m_{MTO}	0,610

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

Abfrage:	Kurz- / Mittelstr. Langstrecke	ja nein
Masse: Passagier mit Gepäck	m_{PAX}	93,0 kg
Anzahl der Passagiere	n_{PAX}	0
Frachtmasse	m_{cargo}	1130 kg
Nutzlast	m_{PL}	1130 kg

<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung

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

maximale Abflugmasse	m_{MTO}	6283 kg
maximale Landemassee	m_{ML}	5969 kg
Betriebsleermasse	m_{OE}	3833 kg
Kraftstoffmasse für Standardflug	m_F	1320 kg
Flügelfläche	S_w	30 m²
Startschub	T_{TO}	24655 N
Startschub EINES Triebwerks	T_{TO} / n_E	12328 N
Startschub EINES Triebwerks	T_{TO} / n_E	2771 lb

alle Triebwerke zusammen
ein Triebwerk
ein Triebwerk

Kraftstoffmasse, erforderlich	$m_{F, erf}$	1395 kg
Kraftstoffdichte	ρ_F	800 kg/m³
Kraftstoffvolumen, erforderlich	$V_{F, erf}$	1,7 m³

(später zu vergleichen mit der Tankgeometrie)

max. Nutzlast	m_{MPL}	1130 kg
max. Leertankmasse	m_{MZF}	4963 kg

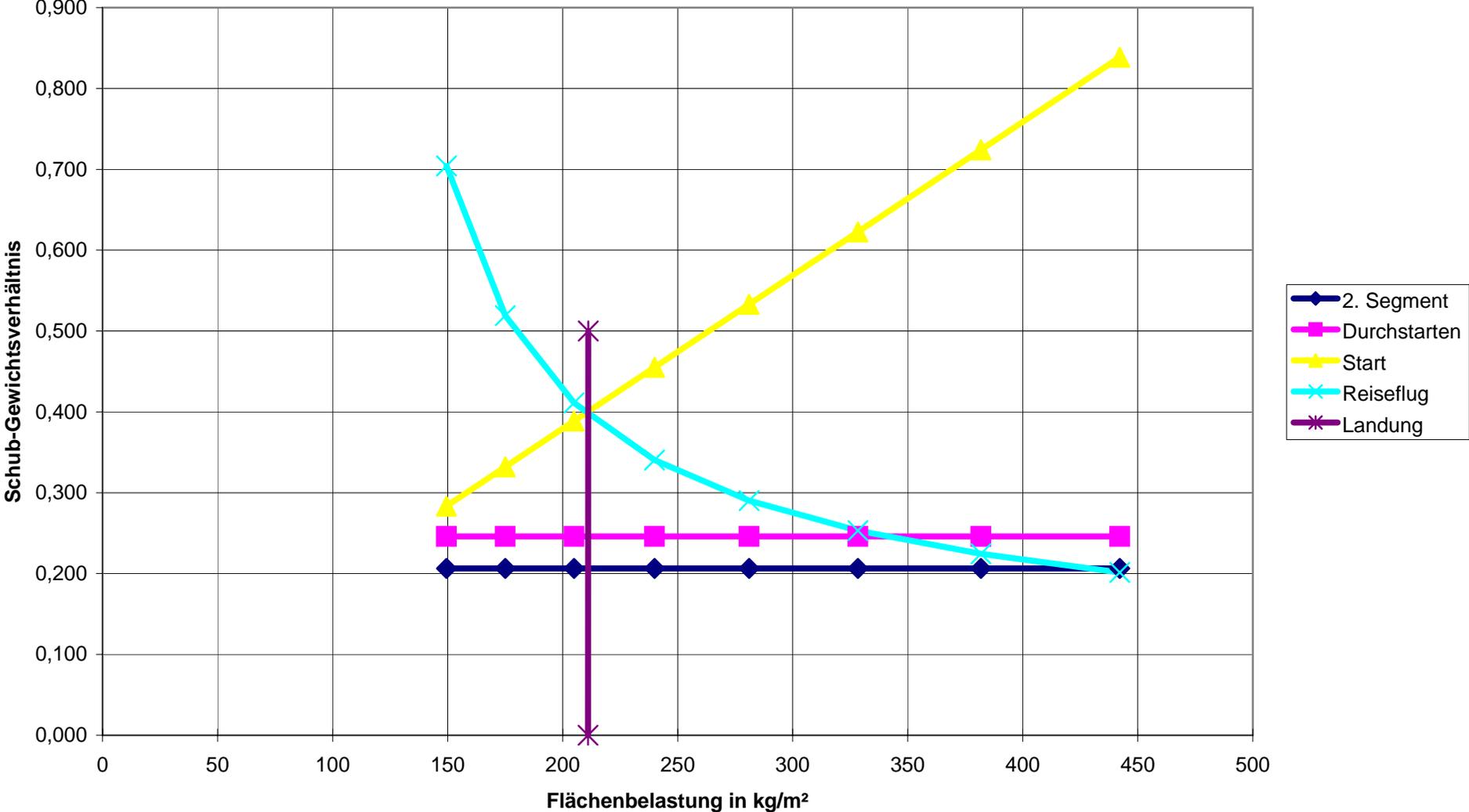
Kraftstoffmasse, alle Reserven	$m_{F, res}$	373 kg
--------------------------------	--------------	--------

Überprüfung der Annahmen:	check:	m_{ML}	>	$m_{MZF} + m_{F, res}$?
		5969 kg	>		5336 kg

ja

Dimensionierung erfolgreich beendet!

Entwurfsdiagramm



Zu Aufgabe 2.1

- Flächenbelastung aus Forderung zur Sicherheitslandestrecke:
211 kg/m²
- Schub-Gewichtsverhältnis / Flächenbelastung aus Forderung zur Sicherheitsstartstrecke:
0,001896 kg/m²
- Gleitzahl im 2. Segment:
12,62
- Gleitzahl beim Durchstarten:
9,22
- Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderung zum Steiggradienten im 2. Segment:
0,207
- Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderung zum Steiggradienten beim Durchstarten:
0,246
- Gleitzahl im Reiseflug:
14,35
- Entwurfspunkt
 - Schub-Gewichtsverhältnis: 0,4
 - Flächenbelastung: 210 kg/m²
- Reiseflughöhe (in ft): 42211 ft
- maximale Abflugmasse: 6283 kg
- maximale Landemasse: 5969 kg
- Betriebsleermasse: 3833 kg
- Flügelfläche: 30 m²
- Schub aller Triebwerke gemeinsam: 24655 N
- erforderliches Tankvolumen: 1,7 m³

Aufgabe 2.2

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

m_F/m_{MTO}	0,4
R	8000 km
m_{PL} oder m_{MPL}	30000 kg
n_E	4

	m_{OE}/m_{MTO}	m_{MTO}
Annahme:	0,50000	300000 kg
Iteration 1	0,48664	264637 kg
Iteration 2	0,48316	256758 kg
Iteration 3	0,48232	254937 kg
Iteration 4	0,48213	254512 kg
Iteration 5	0,48208	254413 kg
Iteration 6	0,48207	254390 kg

Gleichung nach Aufg. 2.5

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

Aufgabe 2.3

a) AEA 1989 b: $k_{u1} = 4800 \text{ h}$ $k_{u2} = 0,42 \text{ h}$

$$U_{a,f} = t_f \cdot \frac{k_{u1}}{t_f + k_{u2}} = 12 \text{ h} \cdot \frac{4800}{12,42} = \underline{\underline{4638 \text{ h}}}$$

$$n_{t,a} = \frac{U_{a,f}}{t_f} = 386,47 \rightarrow \underline{\underline{386}}$$

b) $C_{FEE} = C_{FEE,LD} + C_{FEE,NAV} + C_{FEE,GND}$

$$\begin{aligned} C_{FEE,LD} &= k_{LD} \cdot m_{MTO} \cdot n_{t,a} \cdot k_{INF} \\ & \quad k_{INF} = (1 + p_{INF})^{2006-1989} \\ & \quad \quad \quad = 1,03^{17} = 1,65285 \\ &= 0,0059 \cdot 30000 \cdot 386 \cdot 1,65285 \text{ US\$} \\ &= 1,129 \cdot 10^6 \text{ US\$} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} C_{FEE,NAV} &= k_{NAV} \cdot R \cdot \sqrt{m_{MTO}} \cdot n_{t,a} \cdot k_{INF} \\ &= 0,00166 \cdot 5500 \cdot \sqrt{30000} \cdot 386 \cdot 1,65285 \text{ US\$} \\ &= 3,190 \cdot 10^6 \text{ US\$} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} C_{FEE,GND} &= k_{GND} \cdot m_{PL} \cdot n_{t,a} \cdot k_{INF} \\ &= 0,11 \cdot 30000 \cdot 386 \cdot 1,65285 \text{ US\$} \\ &= 2,105 \cdot 10^6 \text{ US\$} \end{aligned}$$

$$C_{FEE} = \underline{\underline{6,424 \cdot 10^6 \text{ US\$}}}$$

$$\begin{aligned} c) \quad U_{n,f} &= K_{uA} (t_f - K_{u,B})^2 + K_{u,C} \\ &= -0,00796 (12 - 8,124)^2 + 0,525 \\ &= 0,40541 \end{aligned}$$

$$U_{a,f} = U_{n,f} \cdot 24 \cdot 365 = \underline{\underline{3551 \text{ h}}}$$

$$n_{t,a} = \frac{U_{a,f}}{t_f} = 295,95 \rightarrow \underline{\underline{296}}$$

Aufgabe 2.4

$$m_{MTO} = 63,2 \text{ t}$$

$$F_{MG} = 0,95 \cdot 63,2 \text{ t} \cdot g = 60 \text{ t} \cdot g$$

L main gear

a) nach "Fahrwerk.pdf", S.15

$$ACN = 33$$

b) $p = \frac{F}{A}$; "dual wheel undercarriage"

$$F_{ML} = F_{MG}/2 = 30 \text{ t} \cdot g$$

L main leg

$$A = \frac{F_{ML}}{p} = \frac{30\,000 \text{ kg} \cdot 9,81 \text{ N/kg}}{14 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2} = \underline{\underline{0,2102 \text{ m}^2}}$$

$$A/L = \frac{0,2102}{1,15^2} = 0,15895 \quad \frac{b}{L} = \frac{1 \text{ m}}{1,15 \text{ m}} = 0,8696$$

nach Fig. 10-2:

$$\text{REDUCTION FACTOR} = 1,48$$

$$\text{ESWL} = 30 \text{ t} / 1,48 = 20,27 \text{ t}$$

$$p \approx 14 \text{ kg/cm}^2$$

nach Fig. 10-1:

$$\underline{\underline{LCN = 71}}$$

Aufgabe 2.5

C_L	0,4	=	0,52359878 rad
phi	30°		
M_DD	0,8		
M*	1,2		
oder			
M*	1,135		
k_T	0,127		
t	-0,204		
u	0,573		
v	0,065		
w	0,556		
k_M	0,932		

a) $\frac{t}{c} = 0.3 \cos \varphi_{25}$

$$\left\{ \left[1 - \left\{ \frac{5 + M_{DD,eff}^2}{5 + (M^* - 0.25 C_L)^2} \right\}^{3,5} \right] \frac{\sqrt{1 - M_{DD,eff}^2}}{M_{DD,eff}^2} \right\}^{2/3}$$

M_DD,eff	0,744
Wurzel	0,668
innere { } M*=1,2	0,894
innere { } M*=1,135	0,915

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

t/c für M*=1,2	0,139
t/c für M*=1,135	<u>0,122</u>

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

t/c	<u>0,111</u>
-----	---------------------

Aufgabe 2.5

$$\frac{h}{b} = 0,1$$

$$b = 20\text{m}$$

$$S_w = 40\text{m}^2$$

$$A = \frac{b^2}{S_w} = \frac{400}{40} = 10$$

DUBS nach Skript, Bild 7.18:

$$(1 + \delta_E) = 0,83$$

$$\text{mit } \frac{a}{c} = \infty$$

$$A_{\text{eff}} = \frac{A}{(1 + \delta_E)} = \frac{10}{0,83} = \underline{\underline{12,05}}$$

Aufgabe 2.7

$$\varepsilon = \frac{C_{L,W}}{\pi \cdot A} \left[\left(1 - \frac{C_{L,W}}{\sqrt{C_{L,W}^2 + 1}} \right) \delta_1 + \frac{C_{L,W}}{\sqrt{C_{L,W}^2 + 1}} \cdot \delta_2 \right]$$

$$L_H = 10 \text{ m} \quad b = 20 \text{ m}$$

$$2L_H/b = 1$$

Aus Diagramm (Skript, Bild 11.12):

$$\delta_1 = 2,21 \quad \delta_2 = 1,59$$

$$C_{L,W} = 1,2 \quad A = 10$$

$$\varepsilon = 0,066 = \underline{\underline{3,8^\circ}}$$

Zusatzinfo:

Daten des Grob spⁿ Utility Jet

MTOW	6300 kg
span	14,87 m
M_MO	0,7
V _s (MLW)	77 kt (CAS)
1.3 V _s	100 kt
s_TO	914 m
s_L	899 m
h_max	41000 ft = 12497 m
payload	8 ... 9 pax
max payload	1130 kg
R (max payload)	= 1180 NM
oder	
payload	635 kg
R (payload)	1600 NM
oder	
R (6 pax)	1700 NM
V_F	660 US gallon = 2498 l
m_F	2000 kg
T_TO	12,37 kN (2x)
S_W	30 m ²

single slotted fowler flap

