



Lösung zur Klausur Flugzeugentwurf WS 06/07

Datum: 29.01.2007

1. Klausurteil

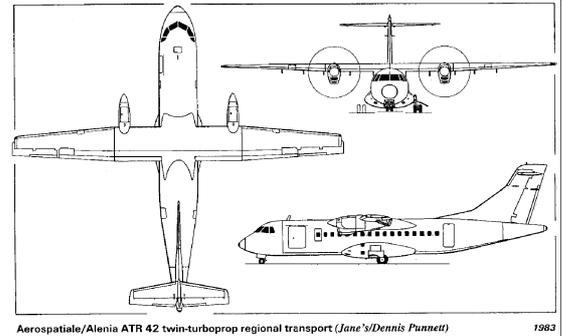
1.1) Nennen Sie die entsprechende Bezeichnung folgender Luftfahrtausdrücke in deutscher Sprache.

1.	lavatory	Toilette
2.	revenue	Einnahme(n)
3.	braced wing	abgestützter Flügel
4.	galley	Küche
5.	empennage	Leitwerk
6.	forward sweep	Pfeilung vorwärts
7.	slat	Vorflügel
8.	loiter	Warteflug
9.	camber	Wölbung
10.	ventral fin	Boden-, Bauchflosse
11.	ultimate load	Bruchlast
12.	type certificate	Musterzulassung

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

1.	Anstellwinkel	angle of attack
2.	gieren	yaw
3.	Grenzschicht	boundary layer
4.	Sicherheitslandestrecke	landing field length
5.	Reichweite	range
6.	Schubumkehr	reverse thrust
7.	Schränkung	twist
8.	trudeln	spin
9.	Segelflugzeug	sailplane, glider
10.	V-Form	dihedral
11.	Drachenflugzeug	tail-aft aircraft
12.	Fracht	cargo

- 1.3) Gezeigt ist die Dreiseitenansicht einer ATR 42. 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 eine Antwort möglich. Vergleiche mit alten Klausuren!

- 1.4) Nennen Sie die BREGUETSche Reichweitengleichung für einen Jet und benennen Sie die verwendeten Symbole!

$$\text{Reichweite: } R = \frac{E \cdot v}{c \cdot g} \ln \frac{m_0}{m_1} \quad \text{mit}$$

- m_0 : Masse am Beginn des Fluges
 m_1 : Masse am Ende des Fluges
 E : Gleitzahl (L/D)
 v : Fluggeschwindigkeit
 c : schubspezifischer Kraftstoffverbrauch (SFC)
 g : Erdbeschleunigung

- 1.5) Nennen Sie fünf Parameter, die Anforderungen an ein ziviles Transportflugzeug stellen!

Startstrecke, Landestrecke, Steigrate im 2. Segment, Steigrate beim Durchstarten, Reichweite, Nutzlast

- 1.6) a) Wie nennt man die konventionelle Flugzeugkonfiguration auch?
 b) Durch welche zwei Hauptmerkmale ist sie gekennzeichnet?
 c) Nennen Sie drei Beispiele für eine „unkonventionelle Konfiguration“!

- a) Drachenflugzeug, tail-aft aircraft
 b) Rumpf + Flügel
 Steuerflächen am Heck
 c) z. B. Nurflügelflugzeug, Entenflugzeug (Canard), Dreiflächenflugzeug,
 d) Doppelrumpfflugzeug, Lifting Body

- 1.7) Nennen Sie die vier Bedingungen für die Zulassung eines Flugzeugs als commuter aeroplane nach JAR-23 bzw. FAR Part 23!

Anz. Passagiersitze ≤ 19
 MTOW ≤ 8600 kg
 Propellerantrieb
 zweimotorig

- 1.8) a) Wofür steht die Abkürzung „DOC“ (englisch/deutsch)?
 b) Nennen Sie sechs Elemente, die üblicherweise bei der Berechnung berücksichtigt werden!
 c) Nennen Sie die Berechnungsgleichung für die Abschreibung unter Berücksichtigung eines Restwertes!

- a) DOC = Direct Operating Costs, Direkte Betriebskosten
 b) Abschreibung, Zinsen, Versicherung, Kraftstoff, Wartung, Besatzung, Gebühren

$$c) \quad C_{DEP} = \frac{P_{total} - P_{residual}}{n_{DEP}} = \frac{P_{total} \left(1 - \frac{P_{residual}}{P_{total}} \right)}{n_{DEP}}$$

- 1.9) Gegeben ist ein Flugzeug von dessen maximaler Abflugmasse 40% auf den Treibstoff entfallen. Die Betriebsleermasse wird mit 45% der maximalen Abflugmasse angegeben. Wie groß ist die maximale Abflugmasse, wenn die Nutzlast 18 t beträgt?

$$m_{MTO} = m_{OE} + m_F + m_{PL} = 0,45m_{MTO} + 0,4m_{MTO} + 18t = \frac{18t}{1 - (0,45 + 0,4)} = 120t$$

- 1.10) a) Wie groß ist die Box, in die ein großes Passagierflugzeug hinein passen muss (LxBxH)?
b) Was ist der Grund für diese Begrenzungen?

- a) 80 m x 80 m x 80 ft
b) Ground handling, Infrastruktur an Flughäfen

- 1.11) a) Worin besteht der Unterschied zwischen einer Wölb- und einer Spreizklappe?
b) Welche der beiden Bauformen kommt heute noch zur Anwendung?
c) Was ist der Hauptvorteil der heutigen Bauform gegenüber der anderen Bauform?

- a) Wölbklappe: gesamter hinterer Teil eines Profils wird abgekippt
Spreizklappe: Unterseite des hinteren Teils eines Profils wird abgespreizt
b) Wölbklappe (=Normalklappe, plain flap)
c) bei gleichem Auftriebszuwachs weniger Widerstand

- 1.12) Nennen Sie einen typischen Wert für den äquivalenten Oberflächenwiderstandsbeiwert!

0,003

- 1.13) Illustrieren Sie den Begriff „Schneeballeffekt“ in Bezug auf die Wirtschaftlichkeit eines Flugzeugs anhand eines Beispiels (vier Schritte); Ausgangspunkt ist „leichtere Sitze“!

Mehrere Gedankengänge möglich, z. B.: leichtere Sitze → leichtere Fußbodenstruktur → geringeres Leergewicht → weniger Schub benötigt → kleinere Triebwerke → ...

- 1.14) Nennen Sie die Definitionsgleichung des Widerstandsbeiwertes!

$$c_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho v^2 S}$$

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

3%

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

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

1.17) Erklären Sie das "Square-Cube-Law"!

Wird ein Gegenstand größer skaliert, so erhöhen sich sein Volumen und (bei gleicher Dichte) seine Masse kubisch, während seine Oberfläche nur quadratisch zunimmt.

Anm.: Dieser Zusammenhang verhindert aufgrund der nicht beliebig vergrößerbaren Flächenbelastung eines Flugzeugs eine einfachere Größer-Skalierung konventioneller Flugzeuge und führt zu neuen Konfigurationen wie z.B. dem Blended Wing-Body.

1.18) Wie ist die ungefähre Massenaufteilung einer Boeing 787 bezogen auf die verwendeten Werkstoffe?

- Composite 70%, Aluminium 15%, Titan 5%, Stahl 5%, andere 5%
- Composite 50%, Aluminium 20%, Titan 15%, Stahl 10%, andere 5%
- Composite 45%, Aluminium 35%, Titan 10%, Stahl 5%, andere 5%
- Composite 40%, Titan 25%, Aluminium 20%, Stahl 10%, andere 5%

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 WS06/07

Anflug (Approach)

Faktor	k_{APP}	1,65 (m/s ²) ^{0,5}
Umrechnungsfaktor	m/s -> kt	1,944 kt / m/s

Gegeben: Sicherheitslandestrecke

Sicherheitslandestrecke	S_{LFL}	nein 1700 m
Anfluggeschwindigkeit	V_{APP}	68,0 m/s
Anfluggeschwindigkeit	V_{APP}	132,2 kt

Gegeben: Anfluggeschwindigkeit

Anfluggeschwindigkeit	V_{APP}	ja 138,0 kt
Anfluggeschwindigkeit	V_{APP}	71,0 m/s
Sicherheitslandestrecke	S_{LFL}	1851 m

Landung (Landing)

Sicherheitslandestrecke	S_{LFL}	1851 m
Starttemperatur über ISA (288,15K)	ΔT_L	0 K
Dichteverhältnis	σ	1,000
Faktor	k_L	0,101 kg/m ³
max. Auftriebsbeiwert, Landung	$C_{L,max,L}$	2,45
Massenverhältnis, Landung-Start	m_{ML} / m_{TO}	0,764
Flächebelastung bei Landemasse	m_{ML} / S_W	456 m
Flächebelastung bei Startmasse	m_{MTO} / S_W	597 kg/m²

<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung

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

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

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

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

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

1.) Dimensionierung

Start (Take-Off)

Sicherheitsstartstrecke	s_{TOFL}	3000 m
Starttemperatur über ISA (288,15K)	ΔT_{TO}	0 K
Dichteverhältnis	σ	1,000
Faktor	k_{TO}	2,34 m ³ /kg
Erfahrungswert für $C_{L,max,TO}$	$0,8 \cdot C_{L,max,L}$	1,96
max. Auftriebsbeiwert, Start	$C_{L,max,TO}$	1,6
Geradensteigung	a	0,0004875 m ² /kg
Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO}/m_{MTO} \cdot g$ bei m_{MTO}/S_W der Landung	0,291

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

2. Segment

Berechnung der Gleitzahl

Streckung	A	9,267
Auftriebsbeiwert, Start	$C_{L,TO}$	1,11
Nullwiderstandsbeiwert, clean	$C_{D,0}$ (bei Berechnung: 2. Segment)	0,020
Nullwiderstandsbeiwert, durch Flaps	$\Delta C_{D,flap}$	0,001
Nullwiderstandsbeiwert, durch Slats	$\Delta C_{D,slat}$	0,000
Profilwiderstandsbeiwert	$C_{D,P}$	0,021
Oswald-Faktor; mit Klappenausschlag	e	0,7
Gleitzahl in Startkonfiguration	E_{TO}	13,69

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	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	0,194

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

1.) Dimensionierung

Durchstarten (Missed Approach)

Berechnung der Gleitzahl

Auftriebsbeiwert, Landung	$C_{L,L}$	1,45
Nullwiderstandsbeiwert, clean	$C_{D,0}$ (bei Berechnung: Durchstarten)	0,020
Nullwiderstandsbeiwert, durch Flaps	$\Delta C_{D,flap}$	0,017
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	$C_{D,P}$	0,052
Gleitzahl in Landekonfiguration	E_L	9,32

Berechnung des Schub-Gewichts-Verhältni:

Steiggradient	$\sin(\gamma)$	0,021
Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	0,196

	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

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

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	16	<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung
Oberflächenverhältnis	S_{wet} / S_w	6,1	$S_{wet} / S_w = 6,0 \dots 6,2$
Streckung	A	9,267 (aus Teil 1)	
max. Gleitzahl	E_{max}	19,72	
	oder		
max. Gleitzahl	E_{max} gewählt	19,72	<<<< 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} 19,72 (aus Teil 2)
Streckung	A 9,267 (aus Teil 1)
Oswald-Faktor, clean	e 0,85
Nullwiderstandsbeiwert	$C_{D,0}$ 0,016
Auftriebsbeiw. bei E_{max}	$C_{L,m}$ 0,63
Machzahl, Reiseflug	M_{CR} 0,85

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

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

Parameter	Wert
V/V_m	1,12
$C_L/C_{L,m}$	0,797
C_L	0,500
E	19,225

Jet, Theorie, Optimum: 1,316074013

$$1 - \left(\frac{1}{V_m} \right)^2$$

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

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

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

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

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	0,477	0,109	101325	2613	0,194	0,196	1,27	0,11	
1	3281	0,450	0,116	89873	2317	0,194	0,196	1,13	0,12	
2	6562	0,422	0,123	79493	2050	0,194	0,196	1,00	0,12	
3	9843	0,395	0,132	70105	1808	0,194	0,196	0,88	0,13	
4	13124	0,368	0,142	61636	1589	0,194	0,196	0,77	0,14	
5	16405	0,340	0,153	54015	1393	0,194	0,196	0,68	0,15	
6	19686	0,313	0,166	47176	1216	0,194	0,196	0,59	0,17	
7	22967	0,285	0,182	41056	1059	0,194	0,196	0,52	0,18	
8	26248	0,258	0,202	35595	918	0,194	0,196	0,45	0,20	
9	29529	0,231	0,225	30737	793	0,194	0,196	0,39	0,23	
10	32810	0,203	0,256	26431	682	0,194	0,196	0,33	0,26	
11	36091	0,176	0,295	22627	583	0,194	0,196	0,28	0,30	
12	39372	0,149	0,350	19316	498	0,194	0,196	0,24	0,35	
13	42653	0,121	0,429	16498	425	0,194	0,196	0,21	0,43	
14	45934	0,094	0,553	14091	363	0,194	0,196	0,18	0,55	
15	49215	0,067	0,780	12035	310	0,194	0,196	0,15	0,78	
					597					0
					597					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	597 kg/m ²
Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO} / (m_{MTO} * g)$	0,291
Schubverhältnis	$(T_{CR} / T_{TO})_{CR}$	0,179
Umrechnungsfaktor	m -> ft	0,305 m/ft
Reiseflughöhe	h_{CR}	10903 m
Reiseflughöhe	h_{CR}	35772 ft
Temperatur, Troposphäre	$T_{Troposphäre}$	217,28 K
Temperatur, h_{CR}	$T(h_{CR})$	217,28
Schallgeschwindigkeit, h_{CR}	a	296 m/s
Reisefluggeschwindigkeit	V_{CR}	251 m/s

<<<< 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	8400 NM
Auslegungsreichweite	R	15556800 m
Flugstrecke zum Ausweichplatz	$S_{to_alternate}$	200 NM
Flugstrecke zum Ausweichplatz	$S_{to_alternate}$	370400 m
Abfrage: FAR Part121-Reserves?	domestic	nein
	international	ja
Kraftstoffreserve auf Langstrecke		5%

Reserveflugstrecke:

FAR Part 121	S_{res}
domestic	370400 m
international	1148240 m

Reserveflugstrecke	S_{res}	1148240 m
Spez.Kraftstoffverbrauch, Reise	SFC_{CR}	1,40E-05 kg/N/s

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}	1800 s
Spez.Kraftstoffverbr., Warteflug	SFC_{loiter}	1,40E-05 kg/N/s
Breguet-Faktor, Flugzeit	B_t	139980 s
Fuel-Fraction, Warteflug	$M_{ff,loiter}$	0,987

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	$M_{ff, std}$	0,627
Fuel-Fraction, alle Reserven	$M_{ff, res}$	0,944
Fuel-Fraction, gesamt	M_{ff}	0,592
Kraftstoffmassenanteil	m_F/m_{MTO}	0,408

Betriebsleermassenverhältnis	m_{OE}/m_{MTO}	0,533
Betriebsleermassenverhältnis	m_{OE}/m_{MTO}	xxx
Betriebsleermassenverhältnis	m_{OE}/m_{MTO}	0,480

nach Loftin
nach Statistik (falls gegeben)

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

Abfrage: Flugzeugtyp	Kurz- / Mittelstr. Langstrecke	nein ja
Masse: Passagier mit Gepäck	m_{PAX}	97,5 kg
Anzahl der Passagiere	n_{PAX}	314
Frachtmasse	m_{cargo}	0 kg
Nutzlast	m_{PL}	30615 kg

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

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

maximale Abflugmasse	m_{MTO}	274524 kg
maximale Landemassee	m_{ML}	209737 kg
Betriebsleermasse	m_{OE}	131772 kg
Kraftstoffmasse für Standardflug	m_F	112138 kg
Flügelfläche	S_w	460 m²
Startschub	T_{TO}	783940 N
Startschub EINES Triebwerks	T_{TO} / n_E	391970 N
Startschub EINES Triebwerks	T_{TO} / n_E	88115 lb

alle Triebwerke zusammen
ein Triebwerk
ein Triebwerk

Kraftstoffmasse, erforderlich	$m_{F, erf}$	115369 kg
Kraftstoffdichte	ρ_F	800 kg/m ³
Kraftstoffvolumen, erforderlich	$V_{F, erf}$	144,2 m³

(später zu vergleichen mit der Tankgeometrie)

max. Nutzlast	m_{MPL}	30615 kg
max. Leertankmasse	m_{MZF}	162387 kg

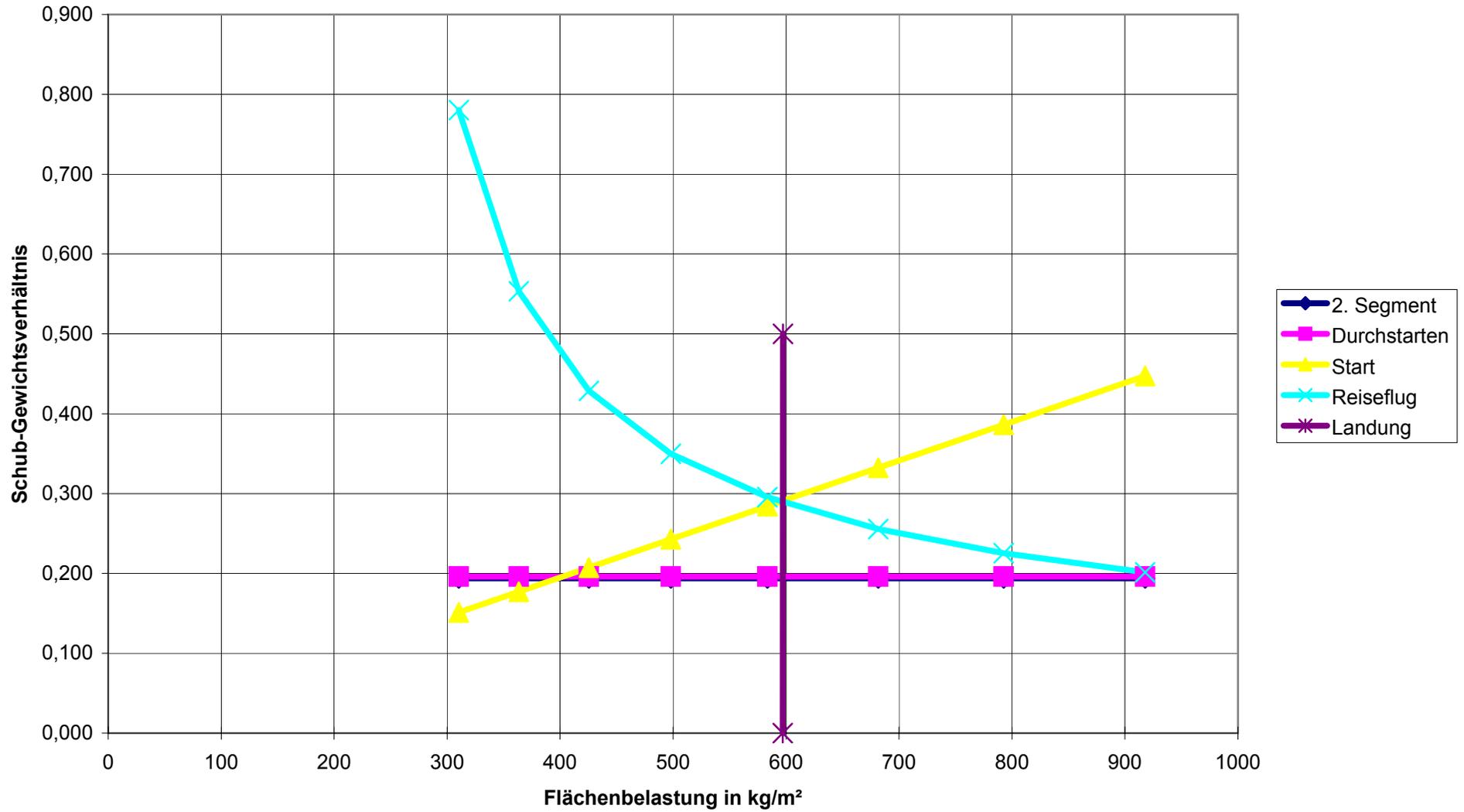
Kraftstoffmasse, alle Reserven	$m_{F, res}$	15357 kg
--------------------------------	--------------	----------

Überprüfung der Annahmen:	check:	m_{ML}	>	$m_{MZF} + m_{F, res}$?
		209737 kg	>	177743 kg	

ja

Dimensionierung erfolgreich beendet!

Entwurfsdiagramm



Aufgabe 2.2

p	0,05	Zinssatz	
q	1,05	$q = 1 + p$	$q = 1 + p$
n_pay	10	Laufzeit	
knk0	0	rel. Rest des Fremdkapitals	
n_dep	15	Abschreibungszeitraum	
p_av	0,0197	1,97%	Werte wie in AI-Methode (Airbus) !

$$p_{av} = \frac{\left(q^{n_{PAY}} - \frac{k_n}{k_0} \right) (q-1) n_{PAY}}{q^{n_{PAY}} - 1} - \left(1 - \frac{k_n}{k_0} \right) n_{DEP}$$

Punkte: 2 für die Rechnung 1 für das richtige Ergebnis.

Aufgabe 2.3

A_A	9,0
SS_A	6,1
E_A	19,2
A_B	11,0
SS_B	6,0
E_B	21,4

a) $E_{max} = k_E \sqrt{\frac{A}{S_{wet} / S_W}} \Rightarrow k_E$
 b) $E_{max} = k_E \sqrt{\frac{A}{S_{wet} / S_W}} \Rightarrow E_{max}$

$$E_{max} = k_E \sqrt{\frac{A_B}{A_A} \cdot \frac{S_{wet_A} / S_{W_A}}{S_{wet_B} / S_{W_B}}}$$

Punkte: 2 für die Rechnung 1 für das richtige Ergebnis.

Aufgabe 2.4

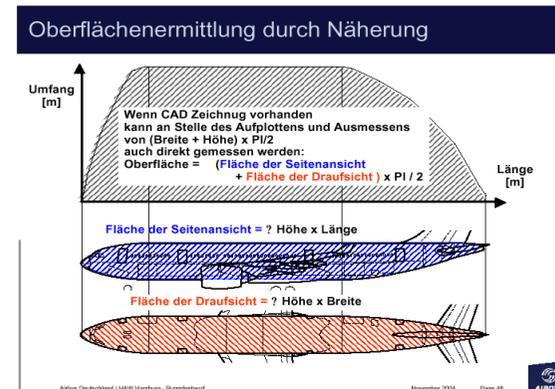
Berechnungsgleichung nach:

<http://www.haw-hamburg.de/pers/Scholz/skriptFEs/Rumpf.pdf>

$$S_{wet} = \frac{\pi}{2} \cdot (S_{Seite} + S_{Drauf})$$

S_S	480 m ²
S_D	460 m ²
S_wet	= pi/2*(S_S + S_D) =

1476,5 m²



Punkte: 1 für die Rechnung 1 für das richtige Ergebnis.

Aufgabe 2.5

a)	
mL	200 t
B	30000 km
s	15000 km
mF	129,74 t

$$m_{F_a} = m_L \cdot \left(e^{\frac{R}{B}} - 1 \right)$$

$$\text{Ersparnis in \%} = \frac{m_{F_a}}{100} \cdot m_{F_n}$$

Ersparnis:

Basis

b) d)	
mF	115,09 t

$$m_{F_b,d} = m_L \cdot \left(e^{\frac{R}{B-1,1}} - 1 \right)$$

11,29%

c)	113,66 t
----	----------

$$m_{F_c} = m_L \cdot \left(e^{\frac{R}{B \cdot 1/0,9}} - 1 \right)$$

12,42%

e)	
mF	113,61 t

$$m_{F_e} = m_L \cdot \left(e^{\frac{R/2}{B}} - 1 \right) \cdot 2$$

12,44%

f)	
mF	108,82 t

$$m_{F_f} = m_L \cdot \left(e^{\frac{R/3}{B}} - 1 \right) \cdot 3$$

16,13%

Die Verbesserungen b) und d) wirken sich gleich gut aus.

Die Verbesserung c) wirkt sich besser als die 10% Verbesserungen in b) und c) aus.

Die Aufteilung des Langstreckenfluges auf 2 Teilstrecken ist besser als jede der 10% Verbesserungen allein.

Die Aufteilung des Langstreckenfluges auf 3 Teilstrecken ist besser als die Aufteilung nur auf 2 Teilstrecken.

Punkte: 1 für jede Teilaufgabe (einschließlich der Prozentangaben)

Aufgabe 2.6

$$\lambda_{opt} = 0.45 \cdot e^{-0.036 \cdot \phi_{25}}$$

phi_25 30 °
lambda_opt 0,153

Punkte: 1 für die Idee lambda auszurechnen und das richtige Ergebnis

Also ist der Pfeilflügel sehr gut dem elliptischen Flügel angepasst

$$\Rightarrow K = 1,18$$

Oswald-Faktor ist e

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e} \quad \Rightarrow \quad e = \frac{1}{K}$$

Vergleich mit der FIELDING-Gleichung

Punkte: 1 für die Erkenntnis: K = 1/e

"strahlgetriebenes Passagierflugzeug" => "jet transport"

"lower value" => 1,18

Punkte: 1 für das richtige K

e = 0,847

Punkte: 1 für das richtige Ergebnis