



DEPARTMENT FAHRZEUGTECHNIK UND FLUGZEUGBAU

Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME

Lösung

Flugzeugentwurf WS 11/12

Datum: 27.01.2011

1. Klausurteil

1.1) Bitte übersetzen Sie ins Deutsche!

- | | |
|--------------------------|--|
| 1. break-even-point | Gewinnschwelle |
| 2. cockpit | Cockpit oder Kanzel oder Pilotenkanzel |
| 3. tab | Trimmklappe (oder: Klappe an der Landeklappen) |
| 4. high lift system | Hochauftriebssystem |
| 5. payload range diagram | Nutzlast-Reichweitendiagramm |
| 6. dihedral | V-Form |
| 7. landing field length | Sicherheitslandestrecke |
| 8. landing distance | Landestrecke |
| 9. V-tail | V-Leitwerk |
| 10. dorsal fin | Rückenflosse |
| 11. stick | Knüpel |
| 12. rudder pedals | Seitenruderpedale |

1.2) Bitte übersetzen Sie ins Englische!

- | | |
|-------------------------|---|
| 1. benetzte Fläche | wetted area |
| 2. Gleitzahl | lift-to-drag ratio, 'L over D', L / D |
| 3. Teppich | carpet |
| 4. Vorhang | curtain |
| 5. Erste Klasse | first class |
| 6. Handgepäck | carry-on baggage |
| 7. Hauptfahrwerk | main landing gear |
| 8. Hilfstriebwerk | auxiliary power unit (APU) |
| 9. Zuspitzung | taper ratio |
| 10. V-Winkel | dihedral angle |
| 11. Nurflügelflugzeug | flying wing |
| 12. abgestützter Flügel | braced wing |

- 1.3) Gezeigt ist das Boeing-Forschungsprojektflugzeug *SUGAR high*. Teile des Flügels, der Flügelstreben und des Seitenleitwerks haben im Bild eine andere Farbe. Diese Flächen stehen für dort vorhandene laminare Strömung. Bitte nennen Sie 4 Vor- und Nachteile oder nennen Sie Dinge, die Einfluss auf den Flugbetrieb haben.!



- a) **Laminarströmung**
Vorteil: Geringerer Widerstand
Nachteil: Laminarströmung ist empfindlich gegen Verschmutzung und Fertigungstoleranzen
- b) **Abgestützter Flügel** (braced wing)
Vorteil: Leichter Flügel, weniger induzierter Widerstand
Nachteil: Mehr benetzte Fläche, mehr Interferenz, mehr Nullwiderstand
- c) **T-Leitwerk**
Vorteil: Steigerung der aerodynamischen Wirksamkeit von Höhen- und Seitenleitwerk
Nachteil: Seitenleitwerk ist schwerer, Gefahr von Deep Stall
- d) **Hochdecker**
Vorteil: Einfachere Triebwerksintegration, Möglichkeit eine Flügelstrebe zu integrieren
Nachteil: Schwierige Fahrwerksintegration (hier Rumpffahrwerk), Flügelverkleidung auf dem Rumpf notwendig
- 1.4) Skizzieren und beschriften Sie bitte das Nutzlast-Reichweiten-Diagramm!
 Siehe Vorlesung Abschnitt 3

- 1.5) Wann beginnt das zweite Segment (2. Segment)?

Nach dem Einfahren des Fahrwerkes.

- 1.6) Warum ist der Oswald-Faktor bei ausgefahrenen Landeklappen kleiner als bei eingefahrenen Landeklappen (im Reiseflug)?

Eine elliptische Auftriebsverteilung erreicht definitionsgemäß den besten Oswald-Faktor von 1,0. Durch das Ausfahren der Landeklappen (nur an einigen Stellen der Spannweite) wird die Auftriebsverteilung stark verzerrt und weicht dann stark von der elliptischen Form ab. Der induzierte Widerstand ist höher. Dies wird durch einen kleineren Oswald-Faktor ausgedrückt.

- 1.7) Wie lautet die „Erste Hauptgleichung des Flugzeugentwurfs“ zur Berechnung der maximalen Startmasse?

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

- 1.8) Woran kann man in der „Ersten Hauptgleichung des Flugzeugentwurfs“ erkennen, dass ein Entwurf nicht realisiert werden kann?

Wenn der Nenner Null oder negativ wird, so ist das ein Zeichen dafür, dass der Entwurf nicht realisierbar ist.

- 1.9) Welchen Wert haben bei Passagierflugzeugen

- a) die Gleitzahl

ca. 17

- b) der maximale Auftriebsbeiwert bei voll ausgefahrenen Klappen des Hochauftriebssystems?

ca. 2,8 (unter Berücksichtigung auch der Flügelpfeilung)

- 1.10) Welchen Wert haben bei Passagierflugzeugen

- a) der Nullwiderstandsbeiwert

ca. 0,02

- b) der äquivalente Oberflächenwiderstandsbeiwert?

ca. 0,003

- 1.11) Es wird ein Flugzeug für 169 Passagiere geplant. Wie viele Sitze sollten in der Economy Class nebeneinander angeordnet werden?

$$n_{SA} = 0,45 \cdot \sqrt{n_{PAX}}$$

Es sollen also 5,85 und auf die nächste ganze Zahl gerundet: 6 Sitze in einer Reihe angeordnet werden.

- 1.12) Wie viel Prozent der Rumpflänge macht etwa die Länge des Frachtraumes aus?

Die Länge des Frachtraumes macht 35 % bis 55 % der Rumpflänge aus.

- 1.13) Gegeben sind die Gepäckmasse und die Masse der Zusatzfracht. Wie müssen Sie rechnerisch vorgehen um herauszufinden, ob Gepäck und Fracht im Rumpf genug Platz finden?

Für Handgepäck stehen bei neueren Flugzeugen 0,05 ... 0,065 m³ pro Passagier in Form von Gepäckfächern (overhead stowage compartments) zur Verfügung. Die Praxis zeigt, dass dieses Volumen auch ausgenutzt wird. Das erforderliche Volumen des Frachtraums (cargo compartment)

$$V_{CARGO_COMPARTMENT} \geq (V_{BAGGAGE} + V_{CARGO}) - V_{OVERHEAD_STOWAGE}$$

Das vorhandene Volumen des Frachtraums kann überschlägig ermittelt werden aus

$$V_{CARGO_COMPARTMENT} = d_F \cdot \frac{l_F}{d_F} \cdot S_{CARGO_COMPARTMENT} \cdot k_{CARGO_COMPARTMENT}$$

1.14) Welchen Einfluss haben Flugmachzahl, Pfeilwinkel, Auftriebsbeiwert und der Innovationsgrad des Profils auf die im Flügelentwurf zu wählende mittlere Flügeldicke?

Die relative mittlere Flügeldicke muss geringer gewählt werden mit

- steigender Flugmachzahl
- verringertem Pfeilwinkel
- steigendem Auftriebsbeiwert im Reiseflug
- geringerem Innovationsgrad des Profils

1.15) Wie kann aus dem Höhenleitwerksvolumenbeiwert und der Rumpflänge die Fläche des Höhenleitwerks abgeschätzt werden?

Die Fläche des Höhenleitwerks kann aus der Definition des Höhenleitwerkvolumenbeiwertes ermittelt werden.

$$C_H = \frac{S_H \cdot l_H}{S_W \cdot c_{MAC}}$$

Der Hebelarm des Höhenleitwerks l_H wird dabei als 45 % bis 60 % der Rumpflänge abgeschätzt (je nach Lage des Triebwerks).

1.16) Wie wirkt ein rückwärts gepfeilter Flügel hinsichtlich des Giermomentes bei Schiebewinkel? Wie wirkt ein Rumpf bei Schiebewinkel hinsichtlich des Giermomentes?

- Ein rückwärts gepfeilter Flügel wirkt stabilisierend hinsichtlich des Giermomentes bei Schiebewinkel.
- Ein Rumpf wirkt destabilisierend hinsichtlich des Giermomentes bei Schiebewinkel.

1.17) Die Flugmachzahl liegt 0,05 Mach unter der kritischen Machzahl. Welchen Wert hat der Wellenwiderstand?

Bei Machzahlen geringer als der kritischen Machzahl gibt es definitionsgemäß keine Verdichtungsstöße. Daher ist der Wellenwiderstand dann Null.

1.18) Was versteht man unter Seat-Mile-Costs?

Direct Operating Costs (DOC) pro Passagiersitz und pro Nautische Meile.

1.19) Was bedeutet Abschreibung?

Abschreibung ist die anteilmäßige Verteilung der gebrauchsbewingten Wertminderung eines Vermögensgegenstandes auf die Nutzungsdauer.

Fragen zur Vortragsreihe

1.20) Nennen Sie drei Errungenschaften der Flugtechnik, die ihren Ursprung in Deutschland haben.

Gleitflug - Otto Lilienthal
Grundlagen der Aerodynamik - Ludwig Prandtl
Metallflugzeuge - Hugo Junkers
Pfeilflügel - Busemann
Schnellflugprofile - Kawalki
Flächenregel - Frenzl
Flugzeug mit Strahltriebwerk - von Ohain und Heinkel

1.21) Es wird eine weitere Steigerung der Passagierkilometer im Luftverkehr erwartet. Das Luftverkehrssystem wird dabei aber an seine Grenzen stoßen. Was wird sich dabei zunehmend am Flughafen als Nadelöhr herausstellen?

Entscheidend für die Abfertigungskapazität eines Flughafens sind die Landungen und damit der zeitliche Abstand der landenden Flugzeuge. Für die Bestimmung des notwendigen zeitlichen und räumlichen Abstandes sind zwei Faktoren maßgeblich:

- die Bahnbelegungszeiten und
- die Wirbelschleppenintensität.

1.22) Um wie viel Prozent hat sich (ungefähr) die aerodynamische Effizienz ($M_{CR} \cdot (L/D)_{max}$) der A350-XWB im Vergleich zur A300 verbessert?

Es gab ca. 46 % Verbesserung der aerodynamischen Effizienz der A350-XWB im Vergleich zur A300 (wie oben definiert).

2. Klausurteil

Aufgabe 2.1

- Flächenbelastung aus Forderung zur Sicherheitslandestrecke: **594 kg/m²**
- Schub-Gewichtsverhältnis aus Forderung zur Sicherheitsstartstrecke (bei der Flächenbelastung, die aus der Landestrecke folgt): **0,304**
- Gleitzahl im 2. Segment: **10,74**
- Gleitzahl beim Durchstarten: **9,97**
- Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderung zum Steiggradienten im 2. Segment: **0,234**
- Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderung zum Steiggradienten beim Durchstarten: **0,216**
- Maximale Gleitzahl im Reiseflug E_{max} : **20,57**
- V_{CR}/V_{md} : **0,975**
- Entwurfspunkt
 - Schub-Gewichtsverhältnis: **594 kg/m²**
 - Flächenbelastung: **0,304**
- Reiseflughöhe **in ft**: **41529 ft**
- maximale Abflugmasse: **69071 kg**
- maximale Landemasse: **61473 kg**
- Kraftstoffmasse für den Flug: **11066 kg**
- Flügelfläche: **116 m²**
- Schub beider Triebwerke zusammen **in N**: **206288 N**
- erforderliches Tankvolumen: **14,1 m³**

Geben Sie jetzt für die A320 (Ursprungsdaten) die folgenden Ergebnisse an sowie die Abweichungen der A320 *Braced* dazu in Prozent (also 4 weitere Zahlen):

- Maximale Gleitzahl im Reiseflug E_{max} : **17,58** **(A320 braced: +17,0 %)**
- Kraftstoffmasse für den Flug: **13199 kg** **(A320 braced: -16,2 %)**

Weitere Details der Musterlösung zu Aufgabe 2.1 siehe folgende Seiten!

(Diese Seiten tragen keine Seitennummern)

1.) Dimensionierung

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

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 WS11/12

Anflug (Approach)

Faktor	k_{APP}	1,82 (m/s ²) ^{0,5}
Umrechnungsfaktor	m/s -> kt	1,944 kt / m/s

Gegeben: Sicherheitslandestrecke

Sicherheitslandestrecke	S_{LFL}	ja 1450 m
Anfluggeschwindigkeit	V_{APP}	69,3 m/s
Anfluggeschwindigkeit	V_{APP}	134,7 kt

Gegeben: Anfluggeschwindigkeit

Anfluggeschwindigkeit	V_{APP}	nein 134,7 kt
Anfluggeschwindigkeit	V_{APP}	69,3 m/s
Sicherheitslandestrecke	S_{LFL}	1450 m

Landung (Landing)

Sicherheitslandestrecke	S_{LFL}	1450 m
Starttemperatur über ISA (288,15K)	ΔT_L	0 K
Dichteverhältnis	σ	1,000
Faktor	k_L	0,122 kg/m ³
max. Auftriebsbeiwert, Landung	$C_{L,max,L}$	2,98
Massenverhältnis, Landung-Start	m_{ML} / m_{TO}	0,89
Flächebelastung bei Landemasse	m_{ML} / S_W	529 kg/m ²
Flächebelastung bei Startmasse	m_{MTO} / S_W	594 kg/m²

<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung

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

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

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

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

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

1.) Dimensionierung

A320 Braced

Start (Take-Off)

Sicherheitsstartstrecke	S_{TOFL}	1770 m
Starttemperatur über ISA (288,15K)	ΔT_{TO}	0 K
Dichteverhältnis	σ	1,000
Faktor	k_{TO}	2,34 m ³ /kg
Erfahrungswert für $C_{L,max,TO}$	$0,8 \cdot C_{L,max,L}$	2,384
max. Auftriebsbeiwert, Start	$C_{L,max,TO}$	2,58
Geradensteigung	a	0,0005124 m ² /kg
Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO}/m_{MTO} \cdot g$ bei m_{MTO}/S_W der Landung	0,304

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

2. Segment

Berechnung der Gleitzahl

Streckung	A	13
Auftriebsbeiwert, Start	$C_{L,TO}$	1,79
Nullwiderstandsbeiwert, clean	$C_{D,0}$ (bei Berechnung: 2. Segment)	0,020
Nullwiderstandsbeiwert, durch Flaps	$\Delta C_{D,flap}$	0,035
Nullwiderstandsbeiwert, durch Slats	$\Delta C_{D,slat}$	0,000
Profilwiderstandsbeiwert	$C_{D,P}$	0,055
Oswald-Faktor; mit Klappenausschlag	e	0,7
Gleitzahl in Startkonfiguration	E_{TO}	10,74

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

Berechnung des Schub-Gewichts-Verhältnis

Anzahl der Triebwerke	n_E	2
Steiggradient	$\sin(\gamma)$	0,024
Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	0,234

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

A320 Braced

Durchstarten (Missed Approach)

Berechnung der Gleitzahl

Auftriebsbeiwert, Landung	$C_{L,L}$	1,76
Nullwiderstandsbeiwert, clean	$C_{D,0}$ (bei Berechnung: Durchstarten)	0,020
Nullwiderstandsbeiwert, durch Flaps	$\Delta C_{D,flap}$	0,033
Nullwiderstandsbeiwert, durch Slats	$\Delta C_{D,slat}$	0,000
Abfrage: Zulassungsbasis	JAR-25 bzw. CS-25 FAR Part 25	nein ja
Nullwiderstandsbeiwert, durch Fahrwerk	$\Delta C_{D,gear}$	0,015
Profilwiderstandsbeiwert	$C_{D,P}$	0,068
Gleitzahl in Landekonfiguration	E_L	9,97

Berechnung des Schub-Gewichts-Verhältnis

Steiggradient	$\sin(\gamma)$	0,021
Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	0,216

	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

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

A320 Braced

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	0,783
äquivalenter Oberflächenwiderstandsbeiwert	C_f quer	0,003
Faktor	k_E	14,3

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	14,3	<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung
Oberflächenverhältnis	S_{wet} / S_w	6,3	$S_{wet} / S_w = 6,0 \dots 6,2$
Streckung	A	13 (aus Teil 1)	
max. Gleitzahl	E_{max}	20,57	
	oder		
max. Gleitzahl	E_{max} gewählt	20,57	<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung

A320 Braced

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	6
max. Gleitzahl, Reiseflug	E_{max}	20,57 (aus Teil 2)
Streckung	A	13 (aus Teil 1)
Oswald-Faktor, clean	e	0,783
Nullwiderstandsbeiwert	$C_{D,0}$	0,019
Auftriebsbeiw. bei E_{max}	$C_{L,m}$	0,78
Machzahl, Reiseflug	M_{CR}	0,76

Parameter	Wert
V/V_m	0,975
$C_L/C_{L,m}$	1,052
C_L	0,818
E	20,540

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

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

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

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

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

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	0,564	0,086	101325	3415	0,234	0,216	1,75	0,09	
1	3281	0,532	0,092	89873	3029	0,234	0,216	1,55	0,09	
2	6562	0,500	0,097	79493	2679	0,234	0,216	1,37	0,10	
3	9843	0,468	0,104	70105	2363	0,234	0,216	1,21	0,10	
4	13124	0,436	0,112	61636	2078	0,234	0,216	1,06	0,11	
5	16405	0,404	0,120	54015	1821	0,234	0,216	0,93	0,12	
6	19686	0,372	0,131	47176	1590	0,234	0,216	0,81	0,13	
7	22967	0,340	0,143	41056	1384	0,234	0,216	0,71	0,14	
8	26248	0,309	0,158	35595	1200	0,234	0,216	0,61	0,16	
9	29529	0,277	0,176	30737	1036	0,234	0,216	0,53	0,18	
10	32810	0,245	0,199	26431	891	0,234	0,216	0,46	0,20	
11	36091	0,213	0,229	22627	763	0,234	0,216	0,39	0,23	
12	39372	0,181	0,269	19316	651	0,234	0,216	0,33	0,27	
13	42653	0,149	0,327	16498	556	0,234	0,216	0,28	0,33	
14	45934	0,117	0,416	14091	475	0,234	0,216	0,24	0,42	
15	49215	0,085	0,571	12035	406	0,234	0,216	0,21	0,57	
					594					0
					594					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	594 kg/m²
Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO} / (m_{MTO} * g)$	0,304
Schubverhältnis	$(T_{CR} / T_{TO})_{CR}$	0,160
Umrechnungsfaktor	m -> ft	0,305 m/ft
Reiseflughöhe	h_{CR}	12658 m
Reiseflughöhe	h_{CR}	41529 ft
Temperatur, Troposphäre	$T_{Troposphäre}$	205,87 K
Temperatur, h_{CR}	$T(h_{CR})$	216,65
Schallgeschwindigkeit, h_{CR}	a	295 m/s
Reisefluggeschwindigkeit	V_{CR}	224 m/s

<<<< Entwurfspunkt aus Entwurfsdiagramm ablesen.

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

A320 Braced

Umrechnungsfaktor	NM -> m	1852 m/NM
Auslegungsreichweite	R	1510 NM
Auslegungsreichweite	R	2796520 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	510226 m

Reserveflugstrecke	S_{res}	510226 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

Flugzeit im Warteflug	t_{loiter}	1800 s
Spez.Kraftstoffverbr., Warteflug	SFC_{loiter}	1,60E-05 kg/N/s
Breguet-Faktor, Flugzeit	B_t	130864 s
Fuel-Fraction, Warteflug	$M_{ff,loiter}$	0,986

Fuel-Fraction, Triebwerksstart	$M_{ff,engine}$	1,000 <<<< Werte
Fuel-Fraction, Rollen	$M_{ff,taxi}$	0,997 <<<< kopieren
Fuel-Fraction, Start	$M_{ff,TO}$	0,992 <<<< aus
Fuel-Fraction, Steigflug	$M_{ff,CLB}$	0,992 <<<< Tabelle
Fuel-Fraction, Sinkflug	$M_{ff,DES}$	0,992 <<<< 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	0,980	0,980
descent	0,990	0,990
landing	0,992	0,992

3.) Dimensionierung

A320 Braced

Fuel-Fraction, Standardflug	$M_{ff, std}$	0,880
Fuel-Fraction, alle Reserven	$M_{ff, res}$	0,954
Fuel-Fraction, gesamt	M_{ff}	0,840
Kraftstoffmassenanteil	m_F/m_{MTO}	0,160

Betriebsleermaschinenverhältnis	m_{OE}/m_{MTO}	0,547
Betriebsleermaschinenverhältnis	m_{OE}/m_{MTO}	0,561
Betriebsleermaschinenverhältnis	m_{OE}/m_{MTO}	0,561

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

maximale Abflugmasse	m_{MTO}	69071 kg
maximale Landemasse	m_{ML}	61473 kg
Betriebsleermasse	m_{OE}	38749 kg
Kraftstoffmasse für Standardflug	m_F	11066 kg
Flügelfläche	S_w	116 m²
Startschub	T_{TO}	206288 N
Startschub EINES Triebwerks	T_{TO} / n_E	103144 N
Startschub EINES Triebwerks	T_{TO} / n_E	23187 lb

Kraftstoffmasse, erforderlich	$m_{F, erf}$	11240 kg
Kraftstoffdichte	ρ_F	800 kg/m³
Kraftstoffvolumen, erforderlich	$V_{F, erf}$	14,1 m³

max. Nutzlast	m_{MPL}	19256 kg
max. Leertankmasse	m_{MZF}	58005 kg
Leertankmasse	m_{ZF}	58005 kg

Kraftstoffmasse, alle Reserven	$m_{F, res}$	3185 kg
--------------------------------	--------------	---------

Überprüfung der Annahmen:	check:	m_{ML}	>	$m_{ZF} + m_{F, res}$?
		61473 kg	>	61189 kg	
			ja		

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

<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung

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

<u>A320-200:</u>	<u>Deviation:</u>
19256 kg	0,00%

73500 kg	-6,03%
64500 kg	-4,69%
41244 kg	-6,05%
13000 kg	-14,88%
122,4 m ²	-5,02%

111200 N	-7,24%
----------	--------

Vergleich der Werte gem. Aufgabenstellung

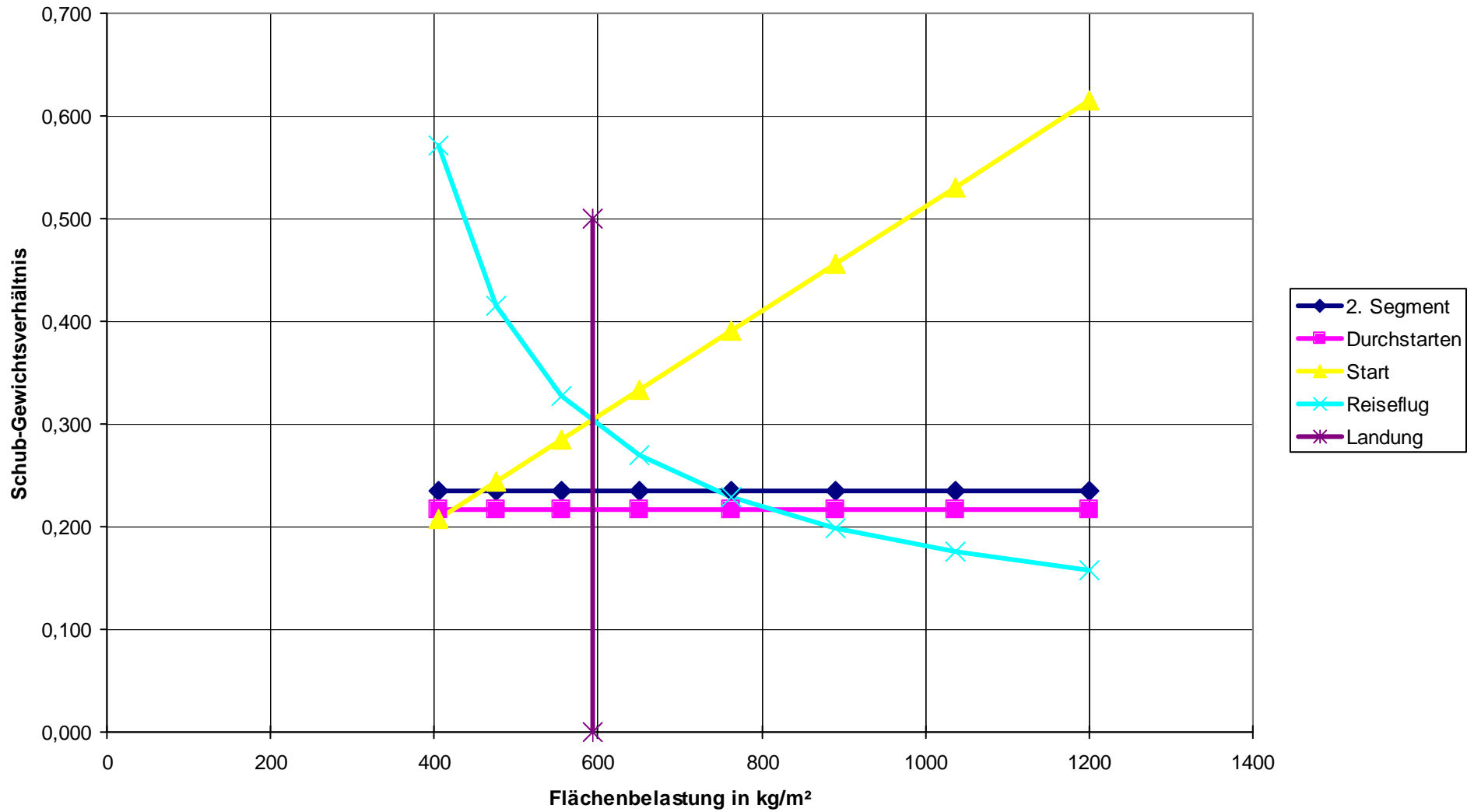
	A320	A320 Braced	Abweichung
E_max	17,58	20,57	17,0%
m_F	13199	11066	-16,2%

60500 kg	-4,12%
----------	--------

Dimensionierung erfolgreich beendet!

A320 Braced

Entwurfsdiagramm



1.) Dimensionierung

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

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 WS11/12

Anflug (Approach)

Faktor	k_{APP}	1,82 (m/s ²) ^{u.5}
Umrechnungsfaktor	m/s -> kt	1,944 kt / m/s

Gegeben: Sicherheitslandestrecke

Sicherheitslandestrecke	S_{LFL}	ja 1450 m
Anfluggeschwindigkeit	V_{APP}	69,3 m/s
Anfluggeschwindigkeit	V_{APP}	134,7 kt

Gegeben: Anfluggeschwindigkeit

Anfluggeschwindigkeit	V_{APP}	nein 134,7 kt
Anfluggeschwindigkeit	V_{APP}	69,3 m/s
Sicherheitslandestrecke	S_{LFL}	1450 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}	1450 m
Starttemperatur über ISA (288,15K)	ΔT_L	0 K
Dichteverhältnis	σ	1,000
Faktor	k_L	0,122 kg/m ³
max. Auftriebsbeiwert, Landung	$C_{L,max,L}$	2,98
Massenverhältnis, Landung-Start	m_{ML} / m_{TO}	0,88
Flächebelastung bei Landemasse	m_{ML} / S_W	529 kg/m ²
Flächebelastung bei Startmasse	m_{MTO} / S_W	601 kg/m ²

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

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

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

Start (Take-Off)

Sicherheitsstartstrecke	s_{TOFL}	1770 m
Starttemperatur über ISA (288,15K)	ΔT_{TO}	0 K
Dichteverhältnis	σ	1,000
Faktor	k_{TO}	2,34 m ³ /kg
Erfahrungswert für $C_{L,max,TO}$	$0,8 \cdot C_{L,max,L}$	2,384
max. Auftriebsbeiwert, Start	$C_{L,max,TO}$	2,58
Geradensteigung	a	0,0005124 m ² /kg
Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO}/m_{MTO} \cdot g$ bei m_{MTO}/S_W der Landung	0,308

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

2. Segment**Berechnung der Gleitzahl**

Streckung	A	9,5
Auftriebsbeiwert, Start	$C_{L,TO}$	1,79
Nullwiderstandsbeiwert, clean	$C_{D,0}$ (bei Berechnung: 2. Segment)	0,020
Nullwiderstandsbeiwert, durch Flaps	$\Delta C_{D,flap}$	0,035
Nullwiderstandsbeiwert, durch Slats	$\Delta C_{D,slat}$	0,000
Profilwiderstandsbeiwert	$C_{D,P}$	0,055
Oswald-Faktor; mit Klappenausschlag	e	0,7
Gleitzahl in Startkonfiguration	E_{TO}	8,60

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

Berechnung des Schub-Gewichts-Verhältnis

Anzahl der Triebwerke	n_E	2
Steiggradient	$\sin(\gamma)$	0,024
Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	0,280

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

Durchstarten (Missed Approach)**Berechnung der Gleitzahl**

Auftriebsbeiwert, Landung	$C_{L,L}$	1,76
Nullwiderstandsbeiwert, clean	$C_{D,0}$ (bei Berechnung: Durchstarten)	0,020
Nullwiderstandsbeiwert, durch Flaps	$\Delta C_{D,flap}$	0,033
Nullwiderstandsbeiwert, durch Slats	$\Delta C_{D,slat}$	0,000
Abfrage: Zulassungsbasis	JAR-25 bzw. CS-25 FAR Part 25	nein ja
Nullwiderstandsbeiwert, durch Fahrwerk	$\Delta C_{D,gear}$	0,015
Profilwiderstandsbeiwert	$C_{D,P}$	0,068
Gleitzahl in Landekonfiguration	E_L	8,13

Berechnung des Schub-Gewichts-Verhältnis

Steiggradient	$\sin(\gamma)$	0,021
Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	0,254

	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	0,783
äquivalenter Oberflächenwiderstandsbeiwert	C_f quer	0,003
Faktor	k_E	14,3

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	14,3	<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung
Oberflächenverhältnis	S_{wet} / S_w	6,3	$S_{wet} / S_w = 6,0 \dots 6,2$
Streckung	A	9,5 (aus Teil 1)	
max. Gleitzahl	E_{max}	17,58	
	oder		
max. Gleitzahl	E_{max} gewählt	17,58	<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung

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	6
max. Gleitzahl, Reiseflug	E_{max}	17,58 (aus Teil 2)
Streckung	A	9,5 (aus Teil 1)
Oswald-Faktor, clean	e	0,783
Nullwiderstandsbeiwert	$C_{D,0}$	0,019
Auftriebsbeiw. bei E_{max}	$C_{L,m}$	0,66
Machzahl, Reiseflug	M_{CR}	0,76

Parameter	Wert
V/V_m	0,95
$C_L/C_{L,m}$	1,108
C_L	0,736
E	17,489

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

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

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

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	0,564	0,101	101325	3075	0,280	0,254	1,58	0,10	
1	3281	0,532	0,108	89873	2728	0,280	0,254	1,40	0,11	
2	6562	0,500	0,114	79493	2413	0,280	0,254	1,24	0,11	
3	9843	0,468	0,122	70105	2128	0,280	0,254	1,09	0,12	
4	13124	0,436	0,131	61636	1871	0,280	0,254	0,96	0,13	
5	16405	0,404	0,141	54015	1639	0,280	0,254	0,84	0,14	
6	19686	0,372	0,154	47176	1432	0,280	0,254	0,73	0,15	
7	22967	0,340	0,168	41056	1246	0,280	0,254	0,64	0,17	
8	26248	0,309	0,185	35595	1080	0,280	0,254	0,55	0,19	
9	29529	0,277	0,207	30737	933	0,280	0,254	0,48	0,21	
10	32810	0,245	0,234	26431	802	0,280	0,254	0,41	0,23	
11	36091	0,213	0,269	22627	687	0,280	0,254	0,35	0,27	
12	39372	0,181	0,316	19316	586	0,280	0,254	0,30	0,32	
13	42653	0,149	0,384	16498	501	0,280	0,254	0,26	0,38	
14	45934	0,117	0,488	14091	428	0,280	0,254	0,22	0,49	
15	49215	0,085	0,671	12035	365	0,280	0,254	0,19	0,67	
					601					0
					601					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

A320

Flächenbelastung	m_{MTO} / S_W	601 kg/m²
Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO} / (m_{MTO} * g)$	0,308
Schubverhältnis	$(T_{CR}/T_{TO})_{CR}$	0,186
Umrechnungsfaktor	m -> ft	0,305 m/ft
Reiseflughöhe	h_{CR}	11850 m
Reiseflughöhe	h_{CR}	38877 ft
Temperatur, Troposphäre	$T_{Troposphäre}$	211,13 K
Temperatur, h_{CR}	$T(h_{CR})$	216,65
Schallgeschwindigkeit, h_{CR}	a	295 m/s
Reisefluggeschwindigkeit	V_{CR}	224 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	1510 NM
Auslegungsreichweite	R	2796520 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	510226 m

Reserveflugstrecke	S_{res}	510226 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

Flugzeit im Warteflug	t_{loiter}	1800 s
Spez.Kraftstoffverbr., Warteflug	SFC_{loiter}	1,60E-05 kg/N/s
Breguet-Faktor, Flugzeit	B_t	111426 s
Fuel-Fraction, Warteflug	$M_{ff,loiter}$	0,984

Fuel-Fraction, Triebwerksstart	$M_{ff,engine}$	1,000 <<<< Werte
Fuel-Fraction, Rollen	$M_{ff,taxi}$	0,997 <<<< kopieren
Fuel-Fraction, Start	$M_{ff,TO}$	0,992 <<<< aus
Fuel-Fraction, Steigflug	$M_{ff,CLB}$	0,992 <<<< Tabelle
Fuel-Fraction, Sinkflug	$M_{ff,DES}$	0,992 <<<< 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	0,980	0,980
descent	0,990	0,990
landing	0,992	0,992

3.) Dimensionierung

A320

Fuel-Fraction, Standardflug	$M_{ff, std}$	0,866
Fuel-Fraction, alle Reserven	$M_{ff, res}$	0,949
Fuel-Fraction, gesamt	M_{ff}	0,821
Kraftstoffmassenanteil	m_F/m_{MTO}	0,179

Betriebsleermaschinenverhältnis	m_{OE}/m_{MTO}	0,550
Betriebsleermaschinenverhältnis	m_{OE}/m_{MTO}	0,561
Betriebsleermaschinenverhältnis	m_{OE}/m_{MTO}	0,561

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

maximale Abflugmasse	m_{MTO}	73928 kg
maximale Landmasse	m_{ML}	65057 kg
Betriebsleermasse	m_{OE}	41474 kg
Kraftstoffmasse für Standardflug	m_F	13199 kg
Flügelfläche	S_w	123 m²
Startschub	T_{TO}	223304 N
Startschub EINES Triebwerks	T_{TO} / n_E	111652 N
Startschub EINES Triebwerks	T_{TO} / n_E	25099 lb

Kraftstoffmasse, erforderlich	$m_{F, erf}$	13381 kg
Kraftstoffdichte	ρ_F	800 kg/m³
Kraftstoffvolumen, erforderlich	$V_{F, erf}$	16,7 m³

max. Nutzlast	m_{MPL}	19256 kg
max. Leertankmasse	m_{MZF}	60730 kg
Leertankmasse	m_{ZF}	60730 kg

Kraftstoffmasse, alle Reserven	$m_{F, res}$	3791 kg
--------------------------------	--------------	---------

Überprüfung der Annahmen: check: m_{ML} > $m_{ZF} + m_{F, res}$?
 65057 kg > 64520 kg

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

<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung

in kg	Kurz- und Mittelstrecke	Langstrecke
m_{PAX}	93,0	97,5
<u>A320-200:</u>		<u>Deviation:</u>
19256 kg		0,00%
73500 kg		0,58%
64500 kg		0,86%
41244 kg		0,56%
13000 kg		1,53%
122,4 m ²		0,52%
111200 N		0,41%

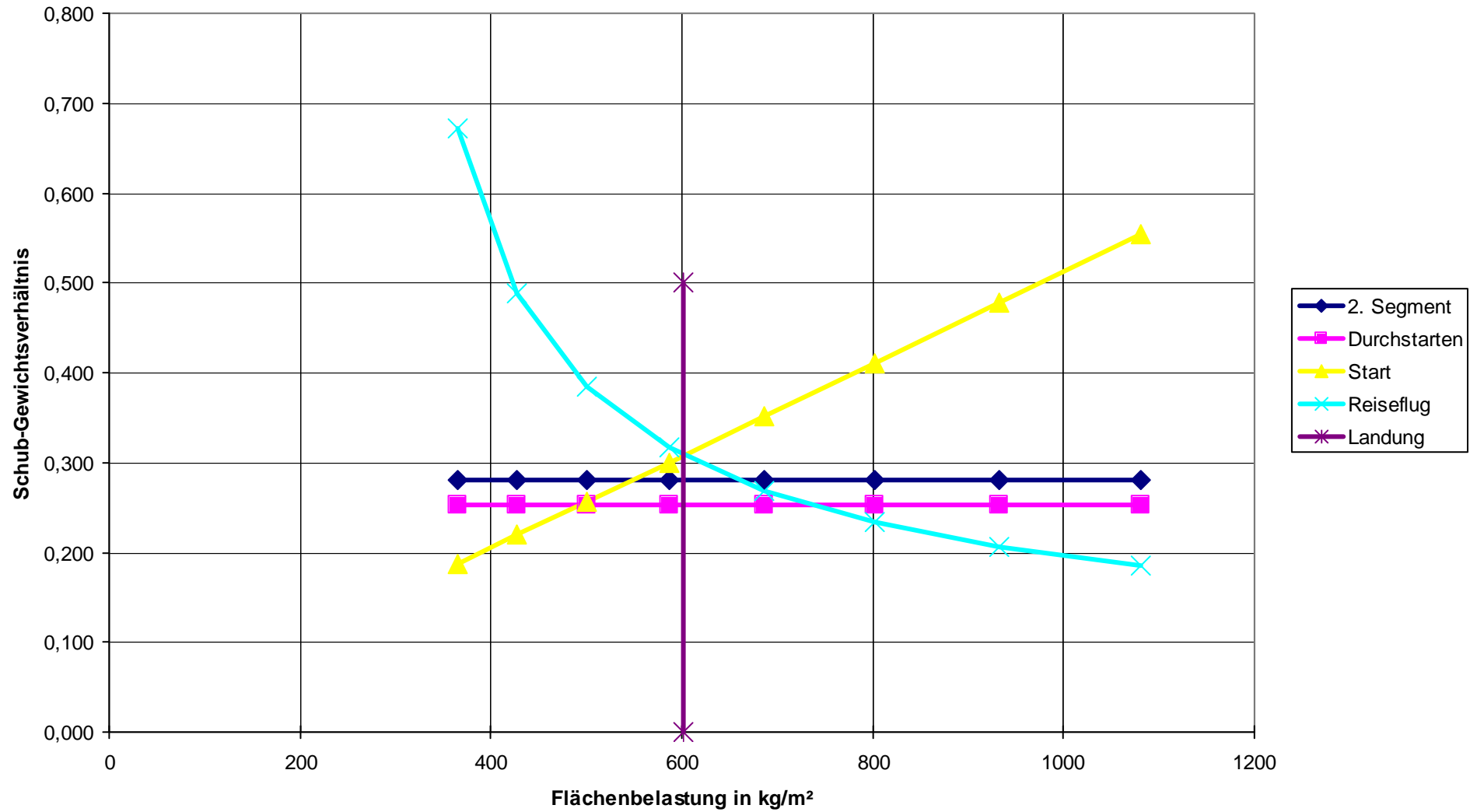
60500 kg	0,38%
----------	-------

ja

Dimensionierung erfolgreich beendet!

A320

Entwurfsdiagramm



Aufgabe 2.2

Cross section dimensions (from Economy Class)

Automatic calculation Automatic optimization

Ratio : cabin height / cabin width (h/w)_{cabin} [-]

Floor lowering from horiz. fuselage symmetry Δz_{floor} [m]

Fuselage inner height $h_{f,i}$ [m]

Fuselage inner width $w_{f,i}$ [m]

Fuselage inner equivalent diameter $d_{f,i}$ [m]

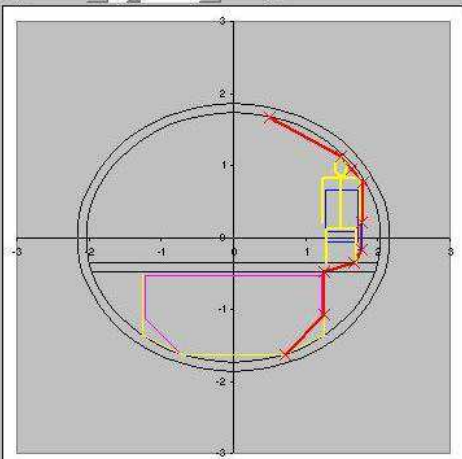
Fuselage thickness [Marckwardt] t_{fuselage} [m]

Fuselage outer equivalent diameter $d_{f,o}$ [m]

Floor thickness [Schmitt] t_{floor} [m]

Fuselage outer height $h_{f,o}$ [m]

Fuselage outer width $w_{f,o}$ [m]


Aufgabe 2.3

Bei einem Trapezflügel soll die Flügelfläche und die relative Dicke konstant gehalten werden.

- a) Verhältnis der Spannweiten bei Änderung der Streckung.

$$A = \frac{b^2}{S}$$

$$S = \text{const}$$

$$b = \sqrt{A \cdot S}$$

$$\frac{b_2}{b_1} = \sqrt{\frac{A_2}{A_1}}$$

- b) Verhältnis der (absoluten) Dicken des Profils bei Änderung der Profiltiefe.

$$\frac{t}{c} = \text{const}$$

$$\frac{t_1}{c_1} = \frac{t_2}{c_2}$$

$$\frac{t_2}{t_1} = \frac{c_2}{c_1}$$

- c) Verhältnis der Dicken des Flügels an der Wurzel bei Änderung der Spannweite.

$$S = \text{const}$$

$$S = \frac{b}{2} c_r (1 + \lambda) \quad \text{Gl. (7.10)}$$

$$b_1 c_{r_1} (1 + \lambda_1) = b_2 c_{r_2} (1 + \lambda_2)$$

$$\frac{c_{r_2}}{c_{r_1}} = \frac{b_1}{b_2} \cdot \frac{1 + \lambda_1}{1 + \lambda_2}$$

Aufgabe 2.4

Gleichung nach TORENBEEK zur Berechnung der Flügelmasse großer Flugzeuge:

Die Flügelmasse für Flugzeuge mit MTOW > 5700 kg folgt aus:

$$\frac{m_W}{m_{MZF}} = 6.67 \cdot 10^{-3} \cdot b_s^{0.75} \cdot \left(1 + \sqrt{\frac{b_{ref}}{b_s}}\right) \cdot n_{ult}^{0.55} \cdot \left(\frac{b_s / t_r}{m_{MZF} / S_W}\right)^{0.30} \quad (10.6)$$

Korrekturen:

- 30% wenn der Flügel abgestützt ist (braced wing); die Flügelmasse enthält dann auch die Masse der Strebe, die etwa 10% der Flügelmasse ausmacht.

Änderung der Masse des Flügels, wenn die Streckung geändert wird und wenn gleichzeitig auch noch eine Flügelstrebe (Index: st von „strut“) Anwendung findet:

$$\frac{m_{Wst}}{m_W} = \left(\frac{b_{st}}{b}\right)^{0.75} \cdot \frac{1 + \sqrt{b_{ref}/b_{st}}}{1 + \sqrt{b_{ref}/b}} \cdot \left(\frac{b_{st}}{b}\right)^{0.3} \cdot \left(\frac{t_r}{t_{rst}}\right)^{0.3} \cdot 0.7$$

$$\frac{t_r}{t_{rst}} = \frac{C_r}{C_{rst}}$$

siehe Aufg. 2.3 b)

$$\frac{t_r}{t_{rst}} = \frac{b_{st}}{b} \cdot \frac{1 + \lambda_{st}}{1 + \lambda} \quad \text{s. Aufg. 2.3 c)}$$

$$\frac{m_{Wst}}{m_W} = \left(\frac{b_{st}}{b}\right)^{1.35} \cdot \frac{1 + \sqrt{b_{ref}/b_{st}}}{1 + \sqrt{b_{ref}/b}} \cdot \left(\frac{1 + \lambda_{st}}{1 + \lambda}\right)^{0.3} \cdot 0.7$$

$$\text{mit } \frac{b_{st}}{b} = \sqrt{\frac{A_{st}}{A}} \quad \text{und } b_{st} = b \cdot \sqrt{\frac{A_{st}}{A}}$$

siehe Aufg. 2.3 a)

Aufgabe 2.5

Die Flughöhe ergibt sich aus der geforderten Dichte, in der das Flugzeug fliegen muß.

$$\rho = \frac{2 \frac{m}{s}}{V_{md}^2 \cdot \sqrt{C_{D_0} \pi A e}}$$

- V_{md} :

$$V = \underbrace{\frac{V}{V_{md}}}_{\approx \text{const}} \cdot V_{md}$$

$$V_{md} = V \cdot \frac{1}{V/V_{md}}$$

$\Rightarrow V_{md} = \text{const}$

$$V = M_{CR} \cdot \alpha$$

\uparrow \uparrow \uparrow
 $M_{CR_{st}} = M_{CR}$ $\alpha_{strabo} = \text{const}$

- $\frac{m}{s}$: Durch Sicherheitslandesbreite festgelegt (siehe Aufgabenstellung)

- C_{D_0} : steigt etwas durch die zusätzliche Flügelstrecke

- A : Der Flügel mit Strebe ermöglicht eine höhere Streckung (Spannweite) bei gleicher Flügelmasse

\Rightarrow Die Dichte ρ sinkt. Die optimale Flughöhe ist also höher für "A320 Braced".

Aufgabe 2.6 (3 Punkte)

Gegeben ist diese Gleichung zur Abschätzung der maximalen Gleitzahl:

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

Weiterhin gibt es eine Gleichung zur Abschätzung des Nullwiderstandsbeiwertes aus der benetzten Fläche und dem äquivalenten Oberflächenwiderstandsbeiwert:

$$C_{D0} = \bar{C}_f \cdot \frac{S_{wet}}{S_w}$$

Ergänzt um eine weitere Gleichung, die den Zusammenhang herstellt zwischen maximaler Gleitzahl, Nullwiderstandsbeiwert und Oswald-Faktor ermöglicht die Herleitung des Faktors k_E zur Abschätzung der maximalen Gleitzahl aus der oben gegebenen Gleichung.

$$C_{D0} = \frac{\pi A e}{4 E_{\max}^2}$$

$$E_{\max} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi A e}{C_{D0}}}$$

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

$$k_E = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi A e \cdot S_{wet}/S_w}{C_{D0} \cdot A}} \quad E_{\max} \text{ ersetzt}$$

$$k_E = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi e \cdot S_{wet}/S_w}{\bar{C}_f \cdot S_{wet}/S_w}} \quad C_{D0} \text{ ersetzt}$$

$$k_E = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi e}{\bar{C}_f}}$$