



Lösung / Solution

Flugzeugentwurf / Aircraft Design WS 10/11

Datum: 31.01.2011

Maximale Punktzahl: 68

1. Klausurteil

30 Punkte, 60 Minuten, mit Unterlagen

1.1) Please translate to German.

Please write clearly! Unreadable text causes subtraction of points!

1. ferry range	Überführungsreichweite
2. galley	Küche
3. tail-aft configuration	Drachenkfiguration
4. baggage	Gepäck
5. canard	Entenflügel
6. dihedral	V-Stellung
7. take-off field length	Startstrecke
8. preliminary sizing	Dimensionierung
9. T-tail	T-Leitwerk
10. payload	Nutzlast
11. flight manual	Flughandbuch
12. discontinued approach	Durchstartmanöver

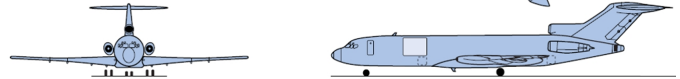
1.2) Please translate to English!

Please write clearly! Unreadable text causes subtraction of points!

1. Spannweite	span
2. Verkürzte Flugzeugversion	shrink
3. Gang (in der Kabine)	aisle
4. Sitzschiene	seat track
5. Betriebsleermasse	operating empty mass
6. Essenswagen	trolley
7. Bugfahrwerk	nose landing gear
8. Triebwerk	engine / powerplant
9. Pfeilung	sweep
10. Schulterdecker	high-wing aircraft
11. Drei-Flächen-Flugzeug	three-surface aircraft
12. Flugzeug mit verbundenen Flügeln	joined wing aircraft

- 1.3) Shown is a Boeing 727-200F. Please name 4 Pros and Cons or name things that change flight operation!

Das Prinzip der Beantwortung dieser Aufgabe ist in alten Klausuren enthalten.



- 1.4) An aircraft for 205 passengers is planned. How many seats for flight attendants have to be put onboard?

Erforderlich ist ein Flugbegleiter für jeweils 50 angefangene Passagiersitze. Daher: 5.

- 1.5) What about the "range with maximum payload", is it bigger, smaller or the same as the "range with maximum fuel"?

Die Reichweite bei maximaler Nutzlast ist geringer als die Reichweite, beider die Tanks voll sind (maximale Reichweite).

- 1.6) Please name 5 requirements for a civil passenger aircraft that determine the design point!

Machzahl im Reiseflug, Startstrecke, Landestrecke, Steiggradient im 2. Segment, Steiggradient nach dem Durchstarten.

- 1.7) Please name the equation used to calculate MTOW from payload m_{PL} , operating weight empty ratio $\frac{m_{OE}}{m_{MTO}}$ and fuel mass ratio $\frac{m_F}{m_{MTO}}$!

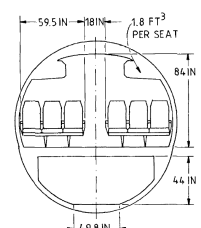
$$m_{MTO} = \frac{m_{PL}}{1 - \frac{m_{OE}}{m_{MTO}} - \frac{m_F}{m_{MTO}}}$$

- 1.8) Which of the certification rules FAR Part 25 or CS-25 has more stringent requirements for the climb gradient after a missed approach.? Please name the requirement?

FAR Part 25. Bei ihr muss das Fahrwerk für den Nachweis des Steiggradienten ausgefahren sein; für die CS-25 darf das Fahrwerk eingefahren sein.

- 1.9) Estimate the cabin length for an aircraft with 120 passengers seated in the fuselage depicted here!

$$l_{CABIN} \approx (1.0 \text{ m} \dots 1,1 \text{ m}) \cdot \frac{n_{PAX}}{n_{SA}} = (1.0 \text{ m} \dots 1,1 \text{ m}) \cdot \frac{120}{6} = 20 \text{ m} \dots 22 \text{ m}$$



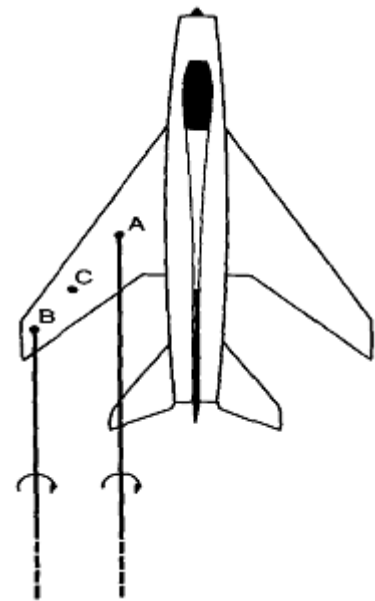
1.10) How many emergency exits are required for an aircraft for a maximum of 350 passengers? Minimum a) in the cabin and b) for the whole aircraft.

- a) 8 (an einer Rumpfseite 4 Türen à 110 Pax)
 b) 9, wenn eine zentrale Deckenluke im Cockpit installiert ist. 10, wenn sich die Notausgänge für die Flight Crew an den Rumpfseiten befinden.

1.11) Please explain, how it could happen to have "pitch up" for an aircraft with wings swept back!

Beim rückwärts gepfeilten Flügel reißt die Strömung zuerst an der Flügelspitze ab (tip stall).

Eine Erklärung dafür ist diese: Ein Stromfaden, der von Punkt A ausgeht hat einen größeren Einfluss auf Punkt C als der rückwärts gewandte Einfluss von Punkt B auf C. Daher erfährt Punkt C insgesamt einen größeren Abwind als dies bei einem Flügel ohne Pfeilung der Fall wäre. Der so beschriebene Effekt hat zur Folge, dass am rückwärts gepfeilten Flügel eine Auftriebsverteilung resultiert, die nach außen verschoben ist (außen fülliger ist) gegenüber einem ungepfeilten Flügel. Beim vorwärts gepfeilten Flügel gilt die Argumentation entsprechend und führt auf eine Auftriebsverteilung, die innen fülliger ist.

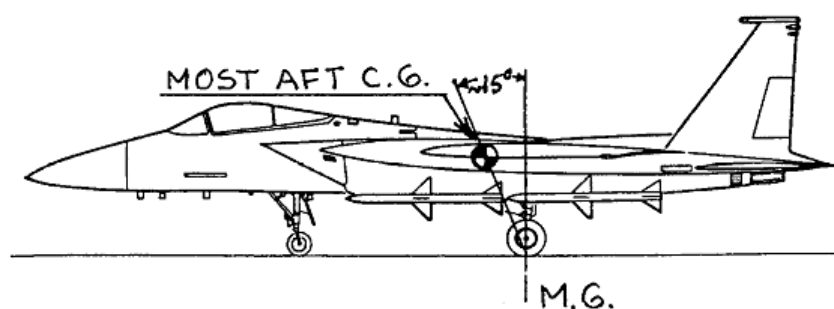


Dieses unerwünschte vorzeitige Abreißen der Strömung durch hohen lokalen Auftrieb wird beim rückwärts gepfeilten Flügel zudem dadurch begünstigt, dass die Grenzschicht mit der Strömung nach außen wandert.

Da beim rückwärts gepfeilten Flügel die Flügelspitzen hinter dem Schwerpunkt liegen, resultiert aus dem tip stall ein schwanzlastiges Moment und ein Aufnicken des Flugzeugs (pitch up). Falls der Pilot nicht schnell dagegen steuert, würde das Flugzeug dann noch weiter überzogen werden.

1.12) Consider a conventional landing gear with nose and main gear. How do you have to arrange the main gear with respect to the center of gravity? How is the rule formulated?

Das Hauptfahrwerk muss hinter dem Schwerpunkt angeordnet sein. Die Regel sagt, dass eine Gerade gezeichnet werden muss zwischen dem Aufstandspunkt des Rades am Hauptfahrwerk und dem Schwerpunkt. Der Winkel zur Senkrechten muss dann mindestens 15° betragen.



1.13) How are related: Zero lift drag coefficient C_{D0} and induced drag coefficient C_{Di} if you fly with maximum glide ratio E_{max} ?

Es gilt dann: $C_{D0} = C_{Di}$

1.14) Why do some high winged aircraft have a brace? Which pros and cons can you describe?

Eine Flügelstrebe verringert das Wurzelbiegemoment des Flügels. Aufgrund der geringeren Lasten kann der Flügel leichter gebaut werden (selbst wenn man das zusätzliche Gewicht der Flügelstrebe mit berücksichtigt), jedoch erhöht sich der Widerstand des Flugzeugs durch die Strebe.

1.15) How does the tank volume of a wing change, if the aspect ratio is increased (all other parameters are considered to be fixed)?

Das Tankvolumen verringert sich mit zunehmender Streckung.
Begründung: Siehe Lösung zur Aufgabe 2.4.

1.16) How does the mass of the wing change, when the aspect ration of the wing is increased (all other parameters are considered to be fixed)?

Die Masse des Flügels nimmt mit der zunehmender Streckung zu.
Begründung: Siehe Lösung zur Aufgabe 2.5.

1.17) Which three possibilities exist, to increase the static roll stability of an aircraft?

- 1.) V-Winkel des Flügels vergrößern,
- 2.) Flügel nach oben setzen (Hochdecker),
- 3.) Flügel nach hinten pfeilen.

1.18) When flaps are down the moment changes. In which sense?

Wenn die Klappen ausgefahren werden resultiert ein kopflastiges (nose down; negatives) Moment um die Querachse.

1.19) Make a sketch of the diagram used to determine the size of the horizontal tail. Please give also the names of the axis!

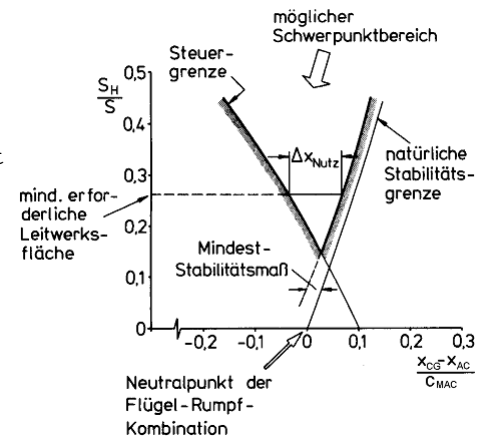
Achsen

Abszisse:

Abstand zwischen Schwerpunkt und Neutralpunkt bezogen auf MAC.

Ordinate:

Relative Höhenleitwerksfläche.



1.20) Please write down the equation to estimate the zero lift drag coefficient! The calculation is based on the equivalent skin friction coefficient C_{fe} , the wetted area of the plane S_{wet} and the reference wing area $S_{ref} = S_W$.

$$C_{D,0} = C_{fe} \cdot \frac{S_{wet}}{S_W}$$

1.21) Equipment costs 10000 €. The equipment is written off in 4 years. Residual value is 20%. What is the depreciation (per year)?

Abzuschreiben sind 8000 € (bei 2000 € Restwert). Pro Jahr also 8000 € / 4 = 2000 € Abschreibung pro Jahr.

Questions to the evening lectures

1.22) Which three features symbolize the current less efficient European Air Traffic Management system?

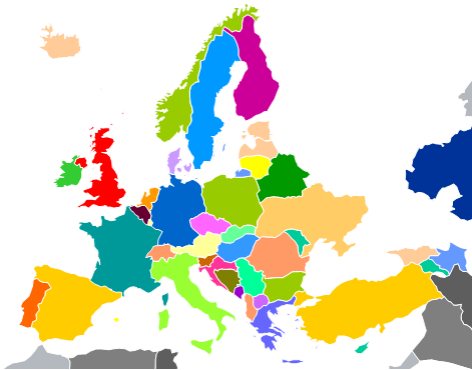
- Highly fragmented airspace
- Suboptimal route network
- Ageing technologies
- Significant environmental impact
- High ATM cost

1.23) What will be initiated in Europa with an aim to defragment the currently fragmented European Air Traffic Management system?

Defragmentation into Functional Airspace Blocks (FABs)

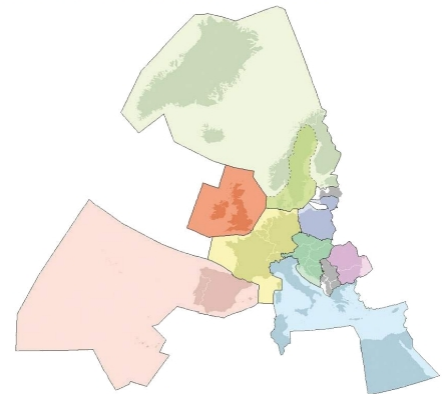
Vorher:

Fragmentation



Nachher:

Defragmentation - FABs

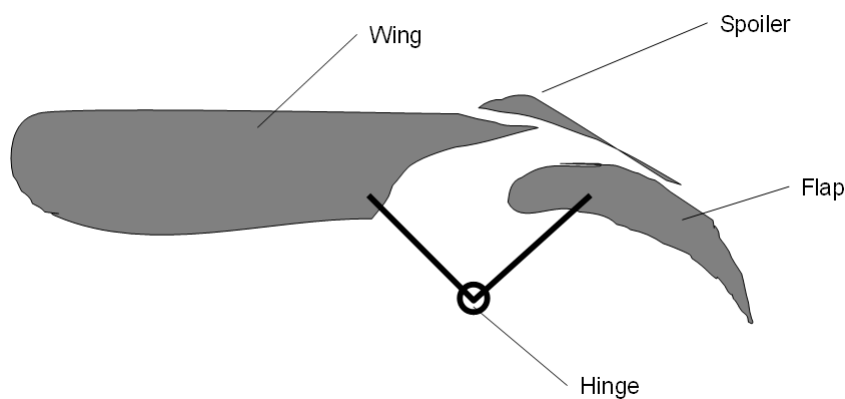


1.24) Please describe the landing gear of the Solar Impulse HB-SIA!

Fahrwerk mit zentralem Hauptfahrwerksbein, lenkbarem Heckrad und Stützfahrwerken unter den äußeren Motorgondeln; Hauptfahrwerk und Stützfahrwerke einmalig einziehbar



1.25) Make a sketch of the so called ADHF Flap (Adaptive Dropped-Hinge Flap) of the A350-XWB. Show the positions of Flap, Hinge, Spoiler and Wing!



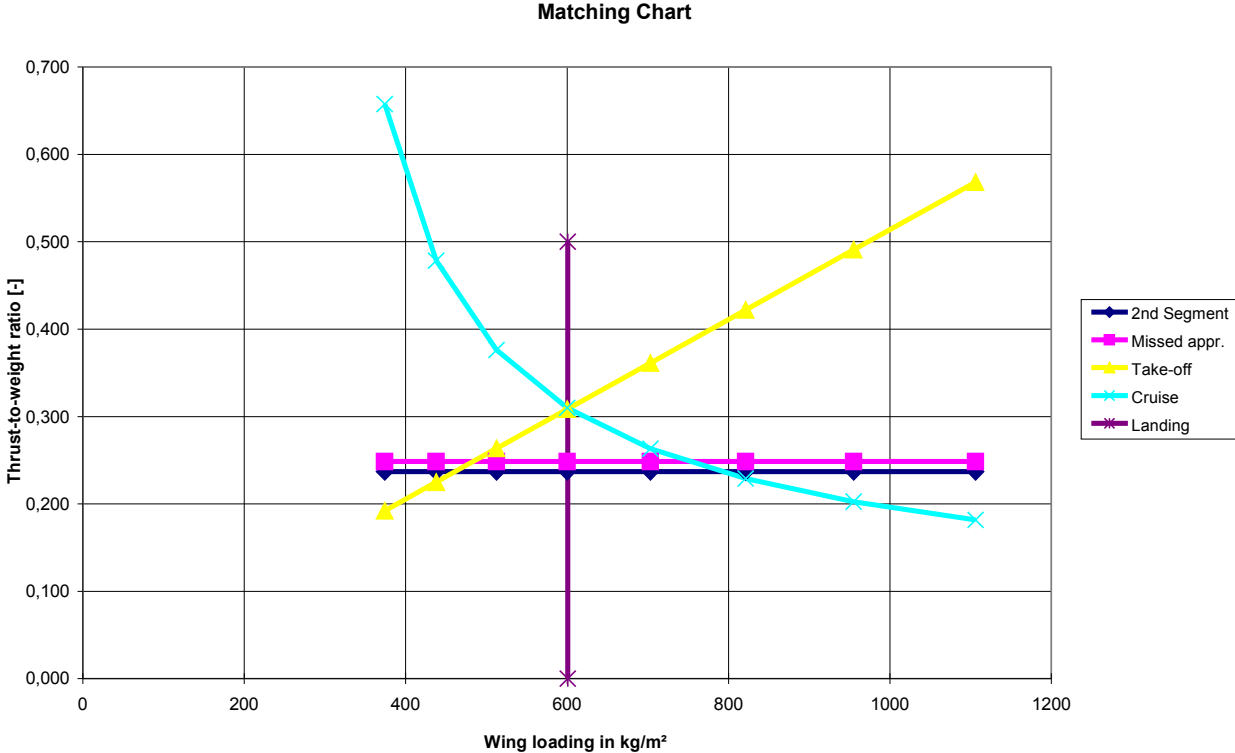
Ergebnisse zu Aufgabe 2.1

Please insert your results here! Do not forget the units!

- Wing loading from landing field length: 601 kg/m²
- Thrust to weight ratio from take-off field length: 0,309
- Glide Ratio in 2. Segment: 10,59
- Glide Ratio during missed approach maneuver: 8,3
- Thrust to weight ratio from climb requirement in 2. Segment: 0,237

- Thrust to weight ratio from climb requirement during missed approach maneuver:
0,248

- V_{CR}/V_{md} : 0,97
- Design point
 - Thrust to weight ratio: 0,309
 - Wing loading: 601 kg/m²
- Cruise altitude (FL,e.g. 210, 220, 230,...): 390
- maximum take-off mass **in kg**: 72727 kg
- maximum landing mass **in kg**: 63854 kg
- wing area **in m²**: 121 m²
- thrust of one engine **in N**: 110127 N
- required tank volume **in m³**: 16,3 m³



1.) Preliminary Sizing I

Calculations for flight phases approach, landing, tak-off, 2nd segment and missed approach

Bold blue values represent input data.
 Values based on experience are **light blue**. Usually you should not change these values!
 Results are marked **red**. Don't change these cells!
 Interim values, constants, ... are in black!
 "<<<<" marks special input or user action.

Author:
Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME
HAW Hamburg
<http://www.ProfScholz.de>
 Example data: See Klausur SS05

Approach

Factor	k_{APP}	1,70 (m/s ²) ^{0.5}
Conversion factor	m/s -> kt	1,944 kt / m/s

Given: landing field length

Landing field length	S_{LFL}	1700 m
Approach speed	V_{APP}	70,2 m/s
Approach speed	V_{APP}	136,4 kt

<<<< Choose according to task (ja = yes; nein = no)

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

Given: approach speed

Approach speed	V_{APP}	134,0 kt
Approach speed	V_{APP}	68,9 m/s
Landing field length	S_{LFL}	1641 m

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

Landing

Landing field length	S_{LFL}	1700 m
Temperature above ISA (288,15K)	ΔT_L	0 K
Relative density	σ	1,000
Factor	k_L	0,107 kg/m ³
Max. lift coefficient, landing	$C_{L,max,L}$	2,900
Mass ratio, landing - take-off	m_{ML} / m_{TO}	0,878000
Wing loading at max. landing mass	m_{ML} / S_W	528 kg/m²
Wing loading at max. take-off mass	m_{MTO} / S_W	601 kg/m²

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

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

A320:

0,878

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

1.) Preliminary Sizing I

Take-off

Take-off field length	S_{TOFL}	2200 m
Temperatur above ISA (288,15K)	ΔT_{TO}	0 K
Relative density	σ	1,000
Factor	k_{TO}	2,34 m ³ /kg
Expreience value for $C_{L,max,TO}$	$0,8 \cdot C_{L,max,L}$	2,32
Max. lift coefficient, take-off	$C_{L,max,TO}$	2,07
Slope	a	0,0005138 kg/m³
Thrust-to-weight ratio	$T_{TO}/m_{MTO} \cdot g$ at m_{MTO}/S_W calculated from landing	0,309

$$\frac{m_{MTO}}{S_W}$$

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

2nd Segment

Calculation of glide ratio

Aspect ratio	A	9,5
Lift coefficient, take-off	$C_{L,TO}$	1,44
Lift-independent drag coefficient, clean	$C_{D,0}$ (bei Berechnung: 2. Segment)	0,020
Lift-independent drag coefficient, flaps	$\Delta C_{D,flap}$	0,017
Lift-independent drag coefficient, slats	$\Delta C_{D,slat}$	0,000
Profile drag coefficient	$C_{D,P}$	0,037
Oswald efficiency factor; landing configuration	e	0,7
Glide ratio in take-off configuration	E_{TO}	10,59

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

Calculation of thrust-to-weight ratio

Number of engines	n_E	2
Climb gradient	$\sin(\gamma)$	0,024
Thrust-to-weight ratio	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	0,237

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

1.) Preliminary Sizing I

Missed approach

Calculation of the glide ratio

Lift coefficient, landing	$C_{L,L}$	1,72
Lift-independent drag coefficient, clean	$C_{D,0}$ (bei Berechnung: Durchstarten)	0,020
Lift-independent drag coefficient, flaps	$\Delta C_{D,flap}$	0,031
Lift-independent drag coefficient, slats	$\Delta C_{D,slat}$	0,000
Choose: Certification basis	JAR-25 bzw. CS-25	no
	FAR Part 25	yes
Lift-independent drag coefficient, landing gear	$\Delta C_{D,gear}$	0,015
Profile drag coefficient	$C_{D,P}$	0,066
Glide ratio in landing configuration	E_L	8,30

Calculation of thrust-to-weight ratio

Climb gradient	$\sin(\gamma)$	0,021
Thrust-to-weight ratio	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	0,248

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

<<<< Choose according to task

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. Glide Ratio in Cruise

Estimation of k_E by means of 1.), 2.) or 3.)

1.) From theory

Oswald efficiency factor for k_E	e	0,85
Equivalent surface friction coefficient	$C_{f,eqv}$	0,003
Factor	k_E	14,9

2.) Acc. to RAYMER

Factor	k_E	15,8
--------	-------	------

3.) From own statistics

Factor	k_E	14,9
--------	-------	-------------

Estimation of max. glide ratio in cruise, E_{max}

Factor	k_E chosen	14,9	<<<< Choose according to task
Relative wetted area	S_{wet} / S_w	6,1	$S_{wet} / S_w = 6,0 \dots 6,2$
Aspect ratio	A	9,5 (from sheet 1)	
Max. glide ratio	E_{max}	18,59	
	or		
Max. glide ratio	E_{max} chosen	17,88	<<<< Choose according to task

3.) Preliminary Sizing II

Calculations for cruise, matching chart, fuel mass, operating empty mass and aircraft parameters m_{MTO} , m_L , m_{OE} , S_W , T_{TO} , ...

Parameter		Value
By-pass ratio	BPR	6
Max. glide ratio, cruise	E_{max}	17,88 (aus Teil 2)
Aspect ratio	A	9,5 (aus Teil 1)
Oswald eff. factor, clean	e	0,85
Zero-lift drag coefficient	$C_{D,0}$	0,020
Lift coefficient at E_{max}	$C_{L,m}$	0,71
Mach number, cruise	M_{CR}	0,76

Parameter	Value
Estimated V/V_m	0,97
$C_L/C_{L,m}$	1,063
C_L	0,754
E	17,847
Density	0,311581711
V_m	230,8143413
Vcr	224,2886598
Real Vcr/ V_m	0,971727574

Jet, Theory, Optimum: 1,316074013

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

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

Constants

Ratio of specific heats, air	γ	1,4
Earth acceleration	g	9,81 m/s ²
Air pressure, ISA, standard	p_0	101325 Pa
Euler number	e	2,718282

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

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

Altitude		Cruise					2nd Segment	Missed appr.	Take-off	Cruise
h [km]	h [ft]	T_{CR} / T_{TO}	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	p(h) [Pa]	m_{MTO} / S_W [kg/m ²]	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	
0	0	0,564	0,099	101325	3149	0,237	0,248	1,62	0,10	
1	3281	0,532	0,105	89873	2793	0,237	0,248	1,44	0,11	
2	6562	0,500	0,112	79493	2470	0,237	0,248	1,27	0,11	
3	9843	0,468	0,120	70105	2179	0,237	0,248	1,12	0,12	
4	13124	0,436	0,128	61636	1915	0,237	0,248	0,98	0,13	
5	16405	0,404	0,139	54015	1679	0,237	0,248	0,86	0,14	
6	19686	0,372	0,151	47176	1466	0,237	0,248	0,75	0,15	
7	22967	0,340	0,165	41056	1276	0,237	0,248	0,66	0,16	
8	26248	0,309	0,182	35595	1106	0,237	0,248	0,57	0,18	
9	29529	0,277	0,203	30737	955	0,237	0,248	0,49	0,20	
10	32810	0,245	0,229	26431	821	0,237	0,248	0,42	0,23	
11	36091	0,213	0,263	22627	703	0,237	0,248	0,36	0,26	
12	39372	0,181	0,310	19316	600	0,237	0,248	0,31	0,31	
13	42653	0,149	0,376	16498	513	0,237	0,248	0,26	0,38	
14	45934	0,117	0,478	14091	438	0,237	0,248	0,22	0,48	
15	49215	0,085	0,658	12035	374	0,237	0,248	0,19	0,66	
					601					
					601					
Remarks:	1m=3,281 ft	$T_{CR}/T_{TO}=f(BPR,h)$	Gl.(5.27)	Gl. (5.32/5.33)	Gl. (5.34)	from sheet 1.)	from sheet 1.)	from sheet 1.)	Repeat for plot	

3.) Preliminary Sizing II

Wing loading	m_{MTO} / S_W	601 kg/m²
Thrust-to-weight ratio	$T_{TO} / (m_{MTO} * g)$	0,309
Thrust ratio	$(T_{CR} / T_{TO})_{CR}$	0,182
Conversion factor	m -> ft	0,305 m/ft
Cruise altitude	h_{CR}	11981 m
Cruise altitude	h_{CR}	39308 ft
Temperature, troposphere	$T_{Troposphäre}$	210,27 K
Temperature, h_{CR}	$T(h_{CR})$	216,65
Speed of sound, h_{CR}	a	295 m/s
Cruise speed	V_{CR}	224 m/s
Conversion factor	NM -> m	1852 m/NM
Design range	R	1500 NM
Design range	R	2778000 m
Distance to alternate	$s_{to_alternate}$	200 NM
Distance to alternate	$s_{to_alternate}$	370400 m
Chose: FAR Part121-Reserves?	domestic	yes
	international	no
Extra-fuel for long range		10%
Extra flight distance	s_{res}	370400 m
Spec.fuel consumption, cruise	SFC_{CR}	1,60E-05 kg/N/s
Breguet-Factor, cruise	B_s	25502367 m
Fuel-Fraction, cruise	$M_{ff,CR}$	0,897
Fuel-Fraction, extra flight distance	$M_{ff,RES}$	0,986
Loiter time	t_{loiter}	2700 s
Spec.fuel consumption, loiter	SFC_{loiter}	1,60E-05 kg/N/s
Breguet-Factor, flight time	B_t	113703 s
Fuel-Fraction, loiter	$M_{ff,loiter}$	0,977
Fuel-Fraction, engine start	$M_{ff,engine}$	0,999 <<<< Copy
Fuel-Fraction, taxi	$M_{ff,taxi}$	0,996 <<<< values
Fuel-Fraction, take-off	$M_{ff,TO}$	0,993 <<<< from
Fuel-Fraction, climb	$M_{ff,CLB}$	0,993 <<<< table
Fuel-Fraction, descent	$M_{ff,DES}$	0,992 <<<< on the
Fuel-Fraction, landing	$M_{ff,L}$	0,992 <<<< right !

<<<< Read design point from matching chart!

<<<< Given data is correct when take-off and landing is sizing the aircraft at the same time.

11900 m	0,68%
39100 ft	0,53%
$T_{Stratosphäre}$	216,65 K

Reserve flight distance:

FAR Part 121	s_{res}
domestic	370400 m
international	648200 m

typical value 1,60E-05 kg/N/s

Extra time:

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

Phase	M_{ff} per flight phases [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.) Preliminary Sizing II

Fuel-Fraction, standard flight	$M_{ff, std}$	0,870
Fuel-Fraction, all reserves	$M_{ff, res}$	0,948
Fuel-Fraction, total	M_{ff}	0,825
Mission fuel fraction	m_F/m_{MTO}	0,175

Realtive operating empty mass	m_{OE}/m_{MTO}	0,551	acc. to Loftin
Realtive operating empty mass	m_{OE}/m_{MTO}	0,573	A320: from statistics (if given)
Realtive operating empty mass	m_{OE}/m_{MTO}	0,550	0,550 <<<< Choose according to task

Choose: type of a/c	short / medium range	yes
	long range	no
Mass: Passengers, including baggage	m_{PAX}	93,0 kg
Number of passengers	n_{PAX}	150
Cargo mass	m_{cargo}	6050 kg
Payload	m_{PL}	20000 kg

<<<< Choose according to task

in kg	Short- and Medium Range	Long Range
m_{PAX}	93,0	97,5

Max. Take-off mass	m_{MTO}	72727 kg
Max. landing mass	m_{ML}	63854 kg
Operating empty mass	m_{OE}	40000 kg
Mission fuel fraction, standard flight	m_F	12727 kg
Wing area	S_w	121,0 m²
Take-off thrust	T_{TO}	220255 N
T-O thrust of ONE engine	T_{TO} / n_E	110127 N
T-O thrust of ONE engine	T_{TO} / n_E	24757 lb

A320:	20000 kg	Änderung:	0,00%
-------	----------	-----------	-------

73500 kg	-1,05%
64500 kg	-1,00%
40430 kg	-1,06%

A320, relative:
0,878
0,550

122,4 m ³	-1,10%
----------------------	--------

600 kg/m²

all engines together	111000 N	-0,79%
-----------------------------	----------	--------

0,308

one engine

Fuel mass, needed	$m_{F, erf}$	13027 kg
Fuel density	ρ_f	800 kg/m³
Fuel volume, needed	$V_{F, erf}$	16,3 m³

(check with tank geometry later on)

Max. Payload	m_{MPL}	20000 kg
Max. zero-fuel mass	m_{MZF}	60000 kg

20000 kg	0,00%
60500 kg	-0,83%

Fuel mass, all reserves	$m_{F, res}$	3777 kg
Fuel mass, flight + reserves		16504
Check of assumptions	check:	m_{ML}
		63854 kg

$$m_{MZF} + m_{F, res} \quad ?$$

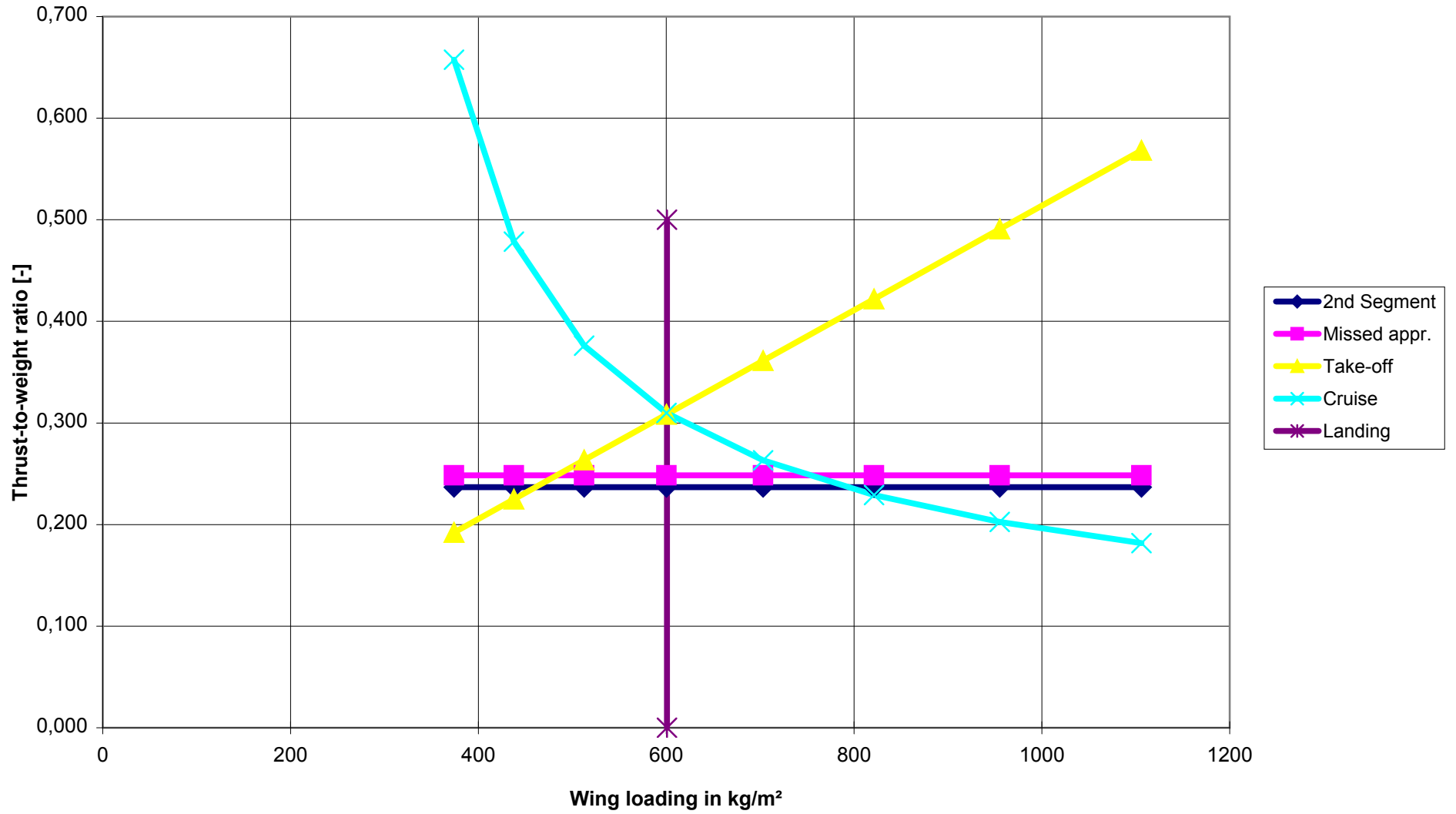
$$63777 \text{ kg}$$

yes

Aircraft sizing finished!

ramp weight		73092 kg	73900 kg	-1,09%
-------------	--	----------	-----------------	--------

Matching Chart



Aufgabe 2.2 (7 Punkte)

a)

gesamtes Flugzeug:

$$A_{tot} = \frac{b^2}{S_{tot}} = \frac{(34,1 \text{ m})^2}{122 \text{ m}^2}$$

$$\boxed{A_{tot} = 9,53}$$

Nebenbemerkung

Diese Streckung ist gleich der Streckung des Referenzflugzeuges, also:

$$A_{tot} = A_{ref}$$

einzelner Flügel:

$$\boxed{A_{wing} = \frac{b^2}{S_{tot}/2} = 2 \cdot A_{ref} = 19,06}$$

b)

allgemein:

$$C_{D,i} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e}$$

Referenzflugzeug (A320):

$$(C_{D,i})_{ref} = \frac{C_{L,ref}^2}{\pi \cdot A_{ref} \cdot e}$$

Box Wing (einzelner Flügel):

$$(C_{D,i})_{wing} = \frac{C_{L,wing}^2}{\pi \cdot A_{wing} \cdot e}$$

Für den Flügel des Referenzflugzeuges und einen einzelnen Flügel des Box Wings wird der gleiche Oswaldfaktor angenommen. Aufgrund der gleichen Massen beider Flugzeuge gilt $C_{L,ref} = C_{L,BW} = C_{L,Wing}$.

$$(C_{D,i})_{wing} = \frac{(C_{D,i})_{ref}}{2}$$

$$D_{i,BW} = 2 \cdot q_\infty \cdot \frac{(C_{D,i})_{ref}}{2} \cdot \frac{S_{tot}}{2}$$

$$D_{i,ref} = q_\infty \cdot (C_{D,i})_{ref} \cdot S_{tot}$$

$$\boxed{\frac{D_{i,BW}}{D_{i,ref}} = \frac{1}{2}}$$

c)

Gleichung aus Diagramm:

$$\frac{D_{i,BW}}{D_{i,ref}} = \frac{1 + \frac{1}{1 + 5,3 \cdot x}}{2} \quad \text{mit } x = \frac{h}{b}$$

Auf Seite 9 ist für den Box Wing das Verhältnis h/b mit 0,12 gegeben.

$$\boxed{\frac{D_{i,BW}}{D_{i,ref}} = 0,806}$$

d)

$$E = \frac{C_L}{C_D}$$

$$C_D = C_{D,0} + C_{D,i}$$

$$\frac{E_{BW}}{E_{ref}} = \frac{\frac{C_L}{C_{D,0} + (C_{D,i})_{BW}}}{\frac{C_L}{C_{D,0} + (C_{D,i})_{ref}}}$$

Es wird davon ausgegangen, dass beide Flugzeuge den gleichen Widerstandsbeiwert $C_{D,0}$ haben. Das Referenzflugzeug fliegt bei maximaler Gleitzahl. Das bedeutet $C_{D,0} = (C_{D,i})_{ref}$.

$$\frac{E_{BW}}{E_{ref}} = \frac{2(C_{D,i})_{ref}}{(C_{D,i})_{ref} + (C_{D,i})_{BW}}$$

Es wird durch $(C_{D,i})_{ref}$ geteilt.

$$\frac{E_{BW}}{E_{ref}} = \frac{2}{1 + \frac{(C_{D,i})_{BW}}{(C_{D,i})_{ref}}}$$

i)

$$\frac{(C_{D,i})_{BW}}{(C_{D,i})_{ref}} = 0,5$$

$$\boxed{\frac{E_{BW}}{E_{ref}} = \frac{4}{3} = 1,333}$$

ii)

$$\frac{(C_{D,i})_{BW}}{(C_{D,i})_{ref}} = 0,806$$

$$\boxed{\frac{E_{BW}}{E_{ref}} = 1,108}$$

Aufgabe 2.3 (3 Punkte)

FE-Skript, Glg. (7.27)

$$C_{L,\alpha} = \frac{2 \cdot \pi \cdot A}{2 + \sqrt{A^2 \cdot (1 + \tan^2 \varphi_{50} - M^2) + 4}}$$

Es muss ein einzelner Flügel des Box Wings mit dem Referenzflügel verglichen werden. Es gilt:

$$A_{wing} = 2 \cdot A_{ref}$$

φ_{50} liegt für beide Flugzeuge bei ca. 20° .

$$\frac{(C_{L,\alpha})_{BW}}{(C_{L,\alpha})_{ref}} = \frac{2(2 + \sqrt{A_{ref}^2 \cdot (1 + \tan^2 20^\circ) + 4})}{2 + \sqrt{4 A_{ref}^2 \cdot (1 + \tan^2 20^\circ) + 4}} = 1,103$$

Andere Größen, die noch vom Auftriebsgradienten abhängen:

- Auftriebsbeiwert
- Einstellwinkel des Flügels
- Anstellwinkel, bei dem die Strömung ablöst
- Flug in turbulenter Luft (Reaktion auf Vertikalböen)
- Anstellwinkel für einzelne Flugphasen:
 - Nicklagewinkel im Anflug
 - erforderlicher Winkel beim Rotieren beim Start
- Maß der statischen Längsstabilität (static margin)

Aufgabe 2.4 (3 Punkte)

FE-Skript Glg. (7.35)

$$V_{tank} = 0,54 \cdot (S_w)^{1,5} \cdot \left(\frac{t}{c_r}\right) \cdot \frac{1}{\sqrt{A}} \cdot \frac{1 + \lambda \cdot \sqrt{\tau} + \lambda^2 \cdot \tau}{(1 + \lambda)^2}$$

$$\frac{(V_{tank})_{BW}}{(V_{tank})_{ref}} = \frac{2 \cdot (V_{tank})_{wing}}{(V_{tank})_{ref}}$$

Annahmen:

beide Flügel haben das gleiche Profil:

$$\left(\frac{t}{c}\right)_{r,ref} = \left(\frac{t}{c}\right)_{r,BW}$$

beide Flügel haben an Wurzel und Spitze das gleiche Profil:

$$\tau = 1$$

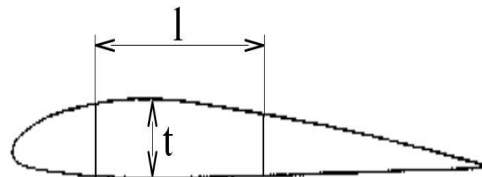
beide Flügel haben die gleiche Zuspitzung:

$$\lambda_{BW} = \lambda_{ref}$$

Außerdem gilt $A_{wing} = 2A_{ref}$ und $S_{W,wing} = 0,5S_{W,ref}$

$$\frac{(V_{tank})_{BW}}{(V_{tank})_{ref}} = 2 \cdot \frac{0,5^{1,5}}{\sqrt{2}} = 0,5$$

Bildlich:



Die Höhe und die Tiefe des Flügelkastens sind beim Box Wing jeweils halb so groß wie beim Referenzflugzeug. Das heißt, dass das Volumen im Flügelkasten des Box Wings bei ansonsten identischer Flügelgeometrie $\frac{1}{4}$ des Volumens im Kasten des Referenzflugzeugs beträgt. Der Box Wing hat zwei Flügel dieser Art, wodurch seine Flügel zusammen das halbe Tankvolumen des Referenzflügels haben.

Aufgabe 2.5 (3 Punkte)

FE-Skript Glg. (10.6)

$$\frac{m_W}{m_{MZF}} = 6,67 \cdot 10^{-3} \cdot b_s^{0,75} \cdot \left(1 + \sqrt{\frac{b_{ref}}{b_s}}\right) \cdot n_{ult}^{0,55} \cdot \left(\frac{b_s / t_r}{m_{MZF} / S_W}\right)^{0,3}$$

Verhältnissbildung wie zuvor, d.h., dass sich Parameter, die bei beiden Flugzeugen gleich sind, eliminieren. Dies sind:

- m_{MZF} (vereinfachende Annahme, dass beide Flugzeuge gleiches m_{MZF} besitzen)
- b_s (da b und φ_{50} bei beiden gleich sind)
- $\sqrt{\frac{b_{ref}}{b_s}}$
- n_{ult}

$$\frac{\frac{(m_W)_{BW}}{m_{MZF}}}{\frac{(m_W)_{ref}}{m_{MZF}}} = \frac{\frac{(m_W)_{wing}}{m_{MZF}/2}}{\frac{(m_W)_{ref}}{m_{MZF}}} = \frac{2(m_W)_{wing}}{(m_W)_{ref}} = \frac{2 \left(\frac{(t_r)_{wing}}{(S_W)_{wing}}\right)^{0,3}}{\left(\frac{(t_r)_{ref}}{(S_W)_{ref}}\right)^{0,3}}$$

Es gilt: $(t_r)_{wing} = 0,5(t_r)_{ref}$
 $(S_W)_{wing} = 0,5(S_W)_{ref}$

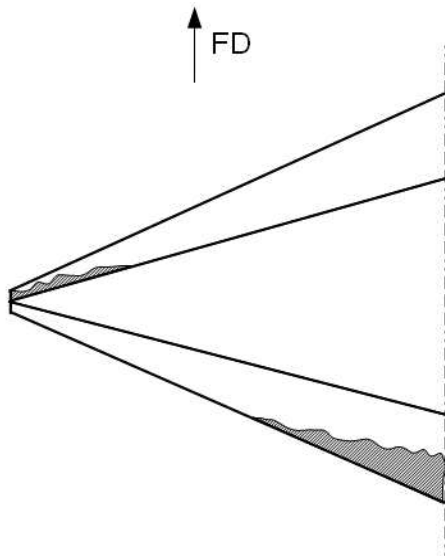
$$\frac{(m_W)_{BW}}{(m_W)_{ref}} = 2$$

Da beim Box Wing im Gegensatz zum Referenzflugzeug das Fahrwerk nicht am Flügel angebracht ist, muss eine Korrektur von 5 % berücksichtigt werden (siehe FE-Skript).

$$\boxed{\frac{(m_W)_{BW}}{(m_W)_{ref}} = 1,9}$$

Wird vereinfachend davon ausgegangen, dass das Referenzflugzeug ebenfalls ein Rumpffahrwerk hat, ergibt sich ein Verhältnis von 2.

Aufgabe 2.6 (2 Punkte)



Der vordere Flügel ist rückwärts gepfeilt. Hier ist tip stall zu erwarten. Beim hinteren Flügel, der vorwärts gepfeilt ist, ist eine Strömungsablösung zuerst in der Nähe der Flügelwurzel zu erwarten.

Der Bereich der Strömungsablösung liegt insgesamt deutlich hinter dem Schwerpunkt des Flugzeuges, was zum pitch up führt.

Aufgabe 2.7 (2 Punkte)

Die folgende Darstellung ist nur beispielhaft.

Integrationsmöglichkeit	Vorteile	Nachteile
am Heck 	keine Beeinträchtigung der Flügelumströmung kurzes Fahrwerk möglich bei einseitigem Triebwerksausfall wird nur ein geringes Moment um die Hochachse erzeugt => kleineres Seitenleitwerk	stärkere Rumpfstruktur erforderlich große Schwerpunktwanderung beim Beladen und Tanken (bei falscher Beladung Abkippen nach hinten möglich) erhöhter Lärmpegel in der Kabine
über dem unteren Flügel 	Schutz vor Aufsaugen von Fremdkörpern beim Start geringere Schallemission in Richtung Boden in der Luft verringert die Triebwerksmasse das Flügelbiegemoment => geringere Flügelmasse	Beeinflussung der Strömung auf der Flügeloberseite durch Pylon (an der Oberseite wird der Großteil des Auftriebes erzeugt)
unter dem unteren Flügel 	gute Erreichbarkeit für Wartungsarbeiten in der Luft verringert die Triebwerksmasse das Flügelbiegemoment => geringere Flügelmasse	ungenügende Freigängigkeit (Fahrwerk soll so kurz wie möglich gehalten werden) beim Start könnten Fremdkörper eingesaugt werden