



Lösung zur Klausur Flugzeugentwurf SS 09

Datum: 08.07.2009

1. Klausurteil

29 Punkte, 60 Minuten

1.1) Nennen Sie die entsprechende Bezeichnung folgender Luftfahrtausdrücke in deutscher Sprache. **Schreiben Sie deutlich; unleserliche Schreibweise führt zu Punktabzug!**

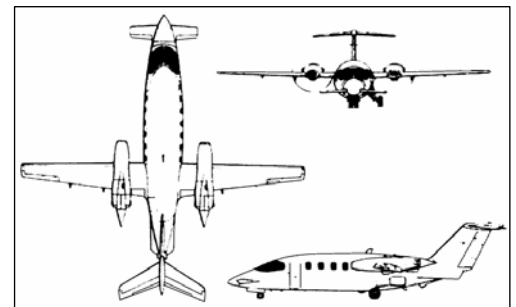
- | | |
|--------------------------|-----------------|
| 1. Loiter | Warteflug |
| 2. Buffet onset boundary | Schüttelgrenze |
| 3. Lift-to-drag ratio | Gleitzahl |
| 4. Dihedral | V-Form |
| 5. Cargo | Fracht |
| 6. Mass break down | Masseaufteilung |
| 7. Trolley | Essenswagen |
| 8. Seaplane | Wasserflugzeug |
| 9. Center of pressure | Druckpunkt |
| 10. Descent | Sinkflug |
| 11. Empennage | Leitwerk |
| 12. Ventral fin | Bodenflosse |

1.2) Nennen Sie die entsprechende Bezeichnung folgender Luftfahrtausdrücke in englischer Sprache. **Schreiben Sie deutlich; unleserliche Schreibweise führt zu Punktabzug!**

- | | |
|------------------------------|------------------------|
| 1. Drachenflugzeug | tail aft aircraft |
| 2. Reiseflug | cruise |
| 3. Überziehgeschwindigkeit | stall speed |
| 4. Wölbung | camber |
| 5. Startstrecke | take-off distance |
| 6. Gang | aisle |
| 7. Flügelfläche | wing area |
| 8. Entwurfsdiagramm | matching chart |
| 9. Anstellwinkel | angle of attack |
| 10. Version, verkürzte | shrink |
| 11. Pfeilung, rückwärts | aft sweep |
| 12. Schub-Gewichtsverhältnis | thrust-to-weight ratio |

1.3) Wie bezeichnet man diese Flugzeugkonfiguration, und nennen Sie zwei weitere.

Es handelt sich um ein Dreiflächenflugzeug.
Andere Konfigurationen sind:
Drachenflugzeug, Entenflugzeug



1.4) Nennen Sie **vier** 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 gibt es diverse richtige Antworten. Siehe alte Klausuren.

- 1.5) Ergänzen Sie:
- | | | | |
|------|---|---------------|------|
| 1 ft | = | <u>0,3048</u> | m |
| 0 °C | = | <u>32</u> | °F |
| 1 kn | = | <u>1,852</u> | km/h |
| 1 lb | = | <u>0,4536</u> | kg |

1.6) Ordnen Sie die Zulassungsvorschriften den jeweiligen Flugzeugen zu!

- | | | | |
|--|---|---|---------------|
| FAR Part 25 | ○ | ○ | Cessna C172 |
| JAR-23 (commuter aeroplanes) | ○ | ○ | Boeing B737 |
| CS-23 (normal, utility and aerobatic aeroplanes) | ○ | ○ | Dornier Do228 |

- 1.7) Wofür stehen die Abkürzungen RC und NRC? Nennen Sie jeweils ein Beispiel aus Sicht einer Fluggesellschaft!

RC	Recurring costs = wiederkehrende Kosten	Kraftstoff, Landegebühren, etc.
NRC	Non-recurring costs = einmalige Kosten	Flugzeugkaufpreis, Pilot Type Ratings, etc.

- 1.8) Worin unterscheiden sich die FAR Part 25 und die CS-25 hinsichtlich der Anforderung "Durchstarten nach Missed Approach"? Welche stellt den höheren Anspruch dar?

Beim Nachweis gemäß FAR Part 25	muss das Fahrwerk ausgefahren sein.
Beim Nachweis gemäß CS-25	darf das Fahrwerk eingefahren sein.
Höherer Anspruch:	O CS-25 ⊗ FAR Part 25

- 1.9) Welche Steigrate ist gemäß CS-25 im zweiten Segment für ein Flugzeug mit **zwei** Triebwerken bei einem Triebwerksausfall nach dem Start nachzuweisen? Antwort: 2,4 %

- 1.10) Welchen Wert nimmt der Oswald-Faktor e etwa an bei Transportflugzeugen

- a) in Reiseflugkonfiguration? O 0,55 O 0,7 ⊗ 0,85 O 1,0 O 1,15
 b) in Landekonfiguration? O 0,55 ⊗ 0,7 O 0,85 O 1,0 O 1,15

- 1.11) Was versteht man unter den Geschwindigkeiten V_1 , V_2 , V_R , V_{APP} und $V_{S,L}$?

V_1	Entscheidungsgeschwindigkeit beim Start
V_2	Sicherheitsstartgeschwindigkeit
V_R	Rotationsgeschwindigkeit beim Start
V_{APP}	Anfluggeschwindigkeit
$V_{S,L}$	Stall speed in Landekonfiguration

1.12) Nennen Sie die BREGUETsche Reichweitengleichung für einen Jet und benennen Sie die verwendeten Symbole!

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

1.13) Die Spannweite eines Flugzeugs mit Trapezflügel (Pfeilwinkel der Hinterkante: 0°) beträgt $b = 8$ m, die Flügelfläche $S = 20$ m² und die Zuspitzung $\lambda = 0,25$. Berechnen Sie:

- a) die Profiltiefe an der Flügelwurzel, $c_r = \underline{4}$ m
- b) die Profiltiefe an der Flügelspitze, $c_t = \underline{1}$ m
- d) die Streckung $A = \underline{3,2}$.

1.14) Nennen Sie **fünf** der sieben Anforderungen, die in die Flugzeugdimensionierung eingehen!

1: Nutzlast, Reichweite, Machzahl,	4: Steiggradient im 2. Segment
2: Landestrecke	5: Steiggradient beim Durchstartmanöver
3: Startstrecke	

1.15) Die effektive Flügelstreckung berücksichtigt im Gegensatz zur geometrischen Streckung den Einfluss von Winglets von Superkritischen Profilen
 der Klappenstellung der Machzahl

1.16) Die Abbildung rechts zeigt eine Fowler-Klappe.



1.17) Wie heißen die drei charakteristischen Reichweiten eines Transportflugzeugs?

- 1: Range at maximum payload (Reichw. bei maximaler Nutzlast)
- 2: Range at maximum fuel (Reichw. bei maximalem Kraftstoff)
- 3: Ferry range (Überführungsreichweite)

1.18) Complete: The world annual air traffic growth in terms of RPK is expected to be about 5 % for the next 20 years.

1.19) Erklären Sie **kurz** den Begriff "Fuel Hedging".

Unter Fuel Hedging versteht man die **Absicherung gegen Risiken von Schwankungen des Kraftstoffpreises** durch Termingeschäfte.

1.20) Was versteht man unter "wing wharping"?

"wing wharping" ist das Verwinden des Flügels ähnlich dem Ausschlag der Querruder zur Erzeugung eines Rollmomentes.

1.21) What are contrails? How is it possible to avoid contrail formation?

Contrails, zu Deutsch: Kondensstreifen, sind Streifen kondensierten Wassers hinter Flugzeugen. Sie entstehen unter besonderen atmosphärischen Bedingungen, welche im Allgemeinen in Flughöhen zwischen 8 km und 11,5 km herrschen. Die Entstehung von Kondensstreifen lässt sich insbesondere dadurch vermeiden, dass außerhalb, bzw. unterhalb der kritischen Flughöhen geflogen wird.

1.22) ETRW is the ratio of energy liberated to revenue work done. What needs to be done to reduce ETRW and hence to get an optimum airplane? (Name a minimum of 4 measures!)

$$ETRW = \frac{m_F \cdot H_u}{m_{PL} \cdot g \cdot R}$$

Für die Optimierung der ETRW sind u. a. folgende Maßnahmen hilfreich:

- Reduktion der Betriebsleermasse (Strukturmasse)
- minimale Kraftstoffreserven, kein Bunkern von Kraftstoff
- Betrieb des Flugzeugs mit maximalem Load-Factor, also maximaler Passagieranzahl und Luftfrachtmasse
- Verbesserung der aerodynamischen Güte (Gleitzahl)
- Verbesserung der Antriebseffizienz (spezifischer Kraftstoffverbrauch)
- Betrieb des Flugzeugs für Auslegungsreichweite, bzw. Entwurf und Einsatz von Flugzeugen für optimale Reichweite (ca. 1500 NM ... 5000 NM)
- Verbesserung der Flugdurchführung: direkte Flugrouten, keine Umwege, effizientes Steigen und Sinken, Vermeidung von Warteflügen (Air Traffic Management, ATM)
- auch: Verwendung von Kraftstoffen mit höherem spezifischem Heizwert H_u

1.23) Wie unterscheidet sich der englische Begriff "design" vom deutschen Begriff "Design"?

Der englische Begriff "design":

Entwurf, Konstruktion, Berechnung, Design (deutsch, s.u.)

Der deutsche Begriff "Design":

Gestaltung und Formgebung, die vor allem ästhetischen Regeln zu folgen hat.

Die englische Verwendung des Begriffs "design" ist damit also viel umfassender als die deutsche Verwendung.

1.24) What is science?

Science looks at input and output of processes in nature and tries to determine the underlying law of the processes.

1.25) Ist es realistisch anzunehmen, dass bis zum Jahr 2020 der Kraftstoffverbrauch der Flugzeuge auf 50 % des Wertes des Jahres 2000 gesenkt werden kann? Warum oder warum nicht?

Die Senkung des Kraftstoffverbrauchs neuer Flugzeuge bis zum Jahr 2020 auf 50 % des Wertes aus 2000 ist eines der ACARE-Ziele.

Das Erreichen dieses Zieles wird als möglich angesehen, wenn:

20 % durch neue Triebwerke erreicht werden können,

20 % durch neue Flugzeugkonfigurationen und innovative Aerodynamik und Leichtbau erreicht werden können.

10 % durch effizienteren Flugverkehr (direkte Flugrouten, keine Warteschleifen) erreicht werden können.

Es ist fraglich, ob bis 2020 neue Flugzeuge mit all den erforderlichen Technologien nach 1.) und 2.) zur Verfügung stehen werden.

Weiterhin ist zu beachten, dass neue Flugzeuge den Markt nur langsam durchdringen und es damit noch viel länger dauern wird, bis sich die Kraftstoffeinsparung bei der Weltflotte bemerkbar machen wird.

1.26) Wie könnten erneuerbare Energien in das Flugzeug gelangen?

Erneuerbare Energien können im Flugzeug in einer dieser Formen genutzt werden:

1. Synthetischer Kraftstoff (gewonnen aus Biomasse),

2. Wasserstoff (gewonnen mittels Elektrolyse mit Strom aus erneuerbaren Energien),

3. Batterien (geladen mit Strom aus erneuerbaren Energien).

Nur mit synthetischem Kraftstoff (drop-in fuel) können bestehende Flugzeuge mit erneuerbaren Energien versorgt werden. Die Energieträger Wasserstoff und Batterien erfordern neue Flugzeugkonzepte.

2. Klausurteil

41 Punkte, 120 Minuten, mit Unterlagen und Laptop

Aufgabe 2.1

Es soll ein Suchoi Superjet 100-95 überschlägig nachentworfen werden. Dazu ist die Dimensionierung mit Hilfe der Tabellenkalkulation aus der Vorlesung vorzunehmen.

Ergebnisse und Zwischenergebnisse

- Flächenbelastung aus Forderung zur Sicherheitslandestrecke:

$$m_{MTO} / S_W = 551 \text{ kg/m}^2$$

- Schub-Gewichtsverhältnis / Flächenbelastung aus Forderung zur Sicherheitsstartstrecke:

$$0,0006765 \text{ m}^2/\text{kg}$$

(Das Schub-Gewichtsverhältnis bei einer Flächenbelastung von 551 kg/m² beträgt: 0,3725)

- Gleitzahl im 2. Segment: $E_{TO} = 10,14$

- Gleitzahl beim Durchstarten: $E_L = 8,16$

- Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderung zum Steiggradienten im 2. Segment:

$$T_{TO} / m_{MTO} * g = 0,245$$

- Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderung zum Steiggradienten beim Durchstarten:

$$T_{TO} / m_{MTO} * g = 0,266$$

- Gleitzahl im Reiseflug: $E_{max} = 17,13$

- V_{CR} / V_{md} : 1

- Entwurfspunkt

- Schub-Gewichtsverhältnis: $T_{TO} / m_{MTO} * g = 0,3725$

- Flächenbelastung: $m_{MTO} / S_W = 551 \text{ kg/m}^2$

- Reiseflughöhe (**FL**, auf volle Zehnerstelle gerundet, z. B. 210, 220, 230,...): FL 430

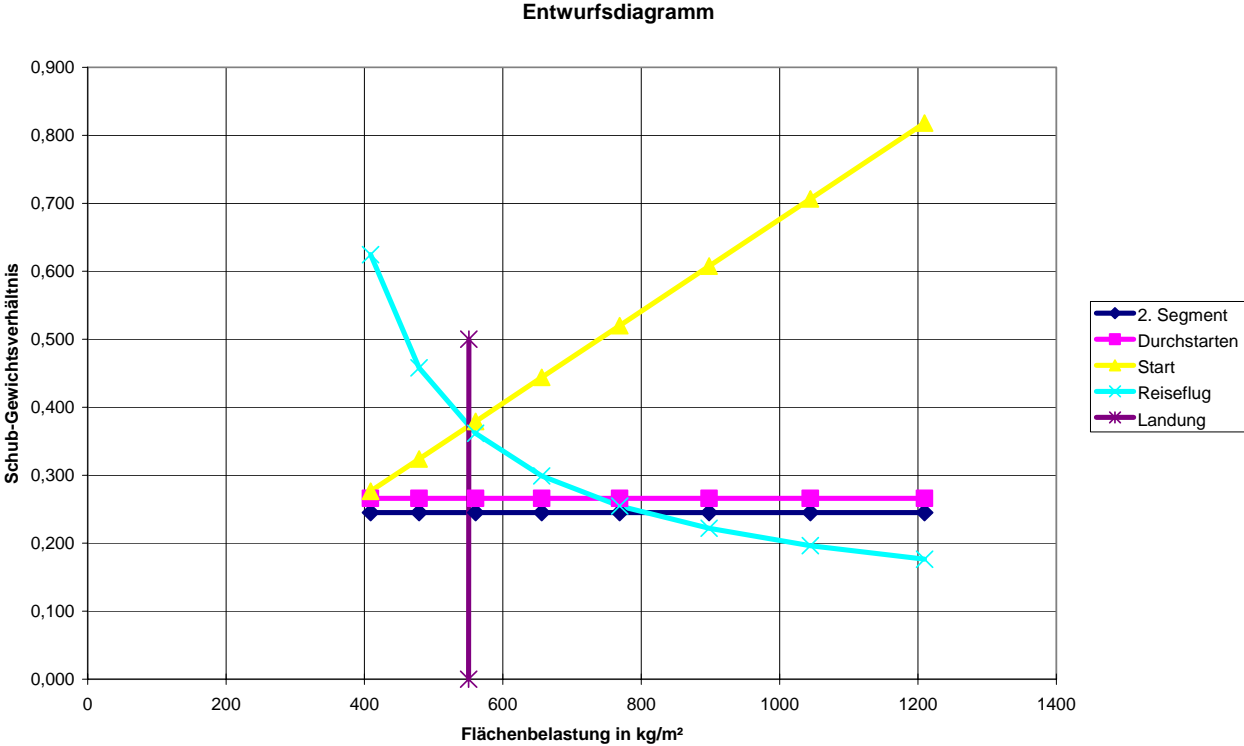
- maximale Abflugmasse **in kg**: $m_{MTO} = 42510 \text{ kg}$

- maximale Landemasse **in kg**: $m_{ML} = 39407 \text{ kg}$

- Flügelfläche **in m²**: $S_W = 77 \text{ m}^2$

- Schub eines Triebwerks **in N**: $T_{TO} / n_E = 77671 \text{ N}$

- erforderliches Tankvolumen **in m³**: $V_{F,erf} = 12,2 \text{ m}^3$



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 SS09

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 1534 m
Anfluggeschwindigkeit	V_{APP}	66,7 m/s
Anfluggeschwindigkeit	V_{APP}	129,6 kt

Gegeben: Anfluggeschwindigkeit

Anfluggeschwindigkeit	V_{APP}	nein 136,2 kt
Anfluggeschwindigkeit	V_{APP}	70,1 m/s
Sicherheitslandestrecke	S_{LFL}	1695 m

Landung (Landing)

Sicherheitslandestrecke	S_{LFL}	1534 m
Starttemperatur über ISA (288,15K)	ΔT_L	0 K
Dichteverhältnis	σ	1,000
Faktor	k_L	0,107 kg/m ³
max. Auftriebsbeiwert, Landung	$C_{L,max,L}$	3,11
Massenverhältnis, Landung-Start	m_{ML} / m_{TO}	0,927
Flächebelastung bei Landemasse	m_{ML} / S_W	510 kg/m ²
Flächebelastung bei Startmasse	m_{MTO} / S_W	551 kg/m ²

<<<< 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

'''ML' '''MTO

Start (Take-Off)

Sicherheitsstartstrecke	S_{TOFL}	1534 m
Starttemperatur über ISA (288,15K)	ΔT_{TO}	0 K
Dichteverhältnis	σ	1,000
Faktor	k_{TO}	2,34 m ³ /kg
Erfahrungswert für $C_{L,max,TO}$	$0,8 \cdot C_{L,max,L}$	2,255
max. Auftriebsbeiwert, Start	$C_{L,max,TO}$	2,255
Geradensteigung	a	0,0006765 m ² /kg
Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO}/m_{MTO} \cdot g$ bei m_{MTO}/S_W der Landung	0,3725

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

2. Segment

Berechnung der Gleitzahl

Streckung	A	10,04
Auftriebsbeiwert, Start	$C_{L,TO}$	1,57
Nullwiderstandsbeiwert, clean	$C_{D,0}$ (bei Berechnung: 2. Segment)	0,020
Nullwiderstandsbeiwert, durch Flaps	$\Delta C_{D,flap}$	0,023
Nullwiderstandsbeiwert, durch Slats	$\Delta C_{D,slat}$	0,000
Profilwiderstandsbeiwert	$C_{D,P}$	0,043
Oswald-Faktor; mit Klappenausschlag	e	0,7
Gleitzahl in Startkonfiguration	E_{TO}	10,14

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	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	0,245

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

1.) Dimensionierung

Durchstarten (Missed Approach)

Berechnung der Gleitzahl

Auftriebsbeiwert, Landung	$C_{L,L}$	1,84
Nullwiderstandsbeiwert, clean	$C_{D,0}$ (bei Berechnung: Durchstarten)	0,020
Nullwiderstandsbeiwert, durch Flaps	$\Delta C_{D,flap}$	0,037
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	$C_{D,P}$	0,072
Gleitzahl in Landekonfiguration	E_L	8,16

Berechnung des Schub-Gewichts-Verhältni:

Steiggradient	$\sin(\gamma)$	0,021
Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	0,266

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

<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung

n_E	$\sin(\gamma)$
2	0,021
3	0,024
4	0,027

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

2.) max. Gleitzahl im Reiseflug

Abschätzung des Parameters k_E mit 1.), 2.) oder 3.)

1.) Aus der Theorie

Oswald-Faktor für k_E	e	0,85
äquivalenter Oberflächenwiderstandbeiwert	C_f quer	0,003
Faktor	k_E	14,9

2.) Nach RAYMER

Faktor	k_E	15,8
--------	-------	------

3.) Aus eigener Statistik

Faktor	k_E	???
--------	-------	-----

Abschätzung der maximalen Gleitzahl im Reiseflug, E_{max}

Faktor	k_E gewählt	13,35	<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung
Oberflächenverhältnis	S_{wet} / S_w	6,1	$S_{wet} / S_w = 6,0 \dots 6,2$
Streckung	A	10,04 (aus Teil 1)	
max. Gleitzahl	E_{max}	17,13	
	oder		
max. Gleitzahl	E_{max} gewählt	17,13	<<<< 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 4,43
max. Gleitzahl, Reiseflug	E_{max} 17,13 (aus Teil 2)
Streckung	A 10,04 (aus Teil 1)
Oswald-Faktor, clean	e 0,85
Nullwiderstandsbeiwert	$C_{D,0}$ 0,023
Auftriebsbeiw. bei E_{max}	$C_{L,m}$ 0,78
Machzahl, Reiseflug	M_{CR} 0,78

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

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

Parameter	Wert
V/V_m	1
$C_L/C_{L,m}$	1,000
C_L	0,783
E	17,127

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	0,603	0,097	101325	3443	0,245	0,266	2,33	0,10	
1	3281	0,569	0,103	89873	3054	0,245	0,266	2,07	0,10	
2	6562	0,535	0,109	79493	2701	0,245	0,266	1,83	0,11	
3	9843	0,501	0,117	70105	2382	0,245	0,266	1,61	0,12	
4	13124	0,467	0,125	61636	2094	0,245	0,266	1,42	0,13	
5	16405	0,433	0,135	54015	1835	0,245	0,266	1,24	0,13	
6	19686	0,399	0,146	47176	1603	0,245	0,266	1,08	0,15	
7	22967	0,365	0,160	41056	1395	0,245	0,266	0,94	0,16	
8	26248	0,331	0,176	35595	1209	0,245	0,266	0,82	0,18	
9	29529	0,297	0,196	30737	1044	0,245	0,266	0,71	0,20	
10	32810	0,263	0,222	26431	898	0,245	0,266	0,61	0,22	
11	36091	0,229	0,255	22627	769	0,245	0,266	0,52	0,25	
12	39372	0,195	0,299	19316	656	0,245	0,266	0,44	0,30	
13	42653	0,161	0,362	16498	561	0,245	0,266	0,38	0,36	
14	45934	0,127	0,458	14091	479	0,245	0,266	0,32	0,46	
15	49215	0,094	0,624	12035	409	0,245	0,266	0,28	0,62	
					551					0
					551					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	551 kg/m²
Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO} / (m_{MTO} * g)$	0,3725
Schubverhältnis	$(T_{CR} / T_{TO})_{CR}$	0,157
Umrechnungsfaktor	m -> ft	0,305 m/ft
Reiseflughöhe	h_{CR}	13137 m
Reiseflughöhe	h_{CR}	43102 ft
Temperatur, Troposphäre	$T_{Troposphäre}$	202,76 K
Temperatur, h_{CR}	$T(h_{CR})$	216,65
Schallgeschwindigkeit, h_{CR}	a	295 m/s
Reisefluggeschwindigkeit	V_{CR}	230 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	1590 NM
Auslegungsreichweite	R	2944680 m
Flugstrecke zum Ausweichplatz	$S_{to_alternate}$	200 NM
Flugstrecke zum Ausweichplatz	$S_{to_alternate}$	370400 m
Abfrage: FAR Part121-Reserves?	domestic	ja
	international	nein
Kraftstoffreserve auf Langstrecke		5%

Reserveflugstrecke:

FAR Part 121	S_{res}
domestic	370400 m
international	517634 m

Reserveflugstrecke	S_{res}	370400 m
Spez.Kraftstoffverbrauch, Reise	SFC_{CR}	1,70E-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}	2700 s
Spez.Kraftstoffverbr., Warteflug	SFC_{loiter}	1,70E-05 kg/N/s
Breguet-Faktor, Flugzeit	B_t	102699 s
Fuel-Fraction, Warteflug	$M_{ff,loiter}$	0,974

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	$M_{ff,CLB}$	0,980 <<<< 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	0,980	0,980
descent	0,990	0,990
landing	0,992	0,992

3.) Dimensionierung

Fuel-Fraction, Standardflug	$M_{ff, std}$	0,845
Fuel-Fraction, alle Reserven	$M_{ff, res}$	0,930
Fuel-Fraction, gesamt	M_{ff}	0,787
Kraftstoffmassenanteil	m_F/m_{MTO}	0,213

Betriebsleermassenverhältnis	m_{OE}/m_{MTO}	0,617
Betriebsleermassenverhältnis	m_{OE}/m_{MTO}	xxx
Betriebsleermassenverhältnis	m_{OE}/m_{MTO}	0,5618

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}	98
Frachtmasse	m_{cargo}	0 kg
Nutzlast	m_{PL}	9555 kg

<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung

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

maximale Abflugmasse	m_{MTO}	42510 kg
maximale Landemasse	m_{ML}	39407 kg
Betriebsleermasse	m_{OE}	23882 kg
Kraftstoffmasse für Standardflug	m_F	9073 kg
Flügelfläche	S_w	77 m²
Startschub	T_{TO}	155343 N
Startschub EINES Triebwerks	T_{TO} / n_E	77671 N
Startschub EINES Triebwerks	T_{TO} / n_E	17461 lb

Daten des Original-Flugzeugs

42520 kg
39400 kg
? kg
? kg
77 m²
155400 N
77700 N

Kraftstoffmasse, erforderlich	$m_{F, erf}$	9738 kg
Kraftstoffdichte	ρ_F	800 kg/m³
Kraftstoffvolumen, erforderlich	$V_{F, erf}$	12,2 m³

max. Nutzlast	m_{MPL}	12245 kg
max. Leertankmasse	m_{MZF}	36127 kg
Leertankmasse	m_{ZF}	33437 kg

Kraftstoffmasse, alle Reserven	$m_{F, res}$	2961 kg
--------------------------------	--------------	---------

Überprüfung der Annahmen:	check:	m_{ML}	>	$m_{ZF} + m_{F, res}$?
		39407 kg	>		36398 kg
			ja		

Dimensionierung erfolgreich beendet!

Aufgabe 2.2 (3 Punkte)

Ein Flugzeug mit zwei Triebwerken ist charakterisiert durch:

- Gleitzahl in Landekonfiguration: 10
- Verhältnis aus maximaler Landemasse und maximaler Startmasse: 0,9

Berechnen Sie das **Schub-Gewichtsverhältnis**, welches sich ergibt aus der Forderungen für das Durchstarten gemäß FAR Part 25. Hinweis: Das Schub-Gewichtsverhältnis wird immer so angegeben, dass es sich auf die maximale Startmasse bezieht.

Lösung:

Nach FAR Part 25: $\Delta C_{D, gear} = 0.015$, $\sin \gamma_{(n_E=2)} = 0.021$

$$E_L = 10, \quad n_E = 2, \quad \frac{m_{ML}}{m_{MTO}} = 0.9$$

$$\frac{T_{TO}}{m_{MTO} \cdot g} = \left(\frac{n_E}{n_E - 1} \right) \cdot \left(\frac{1}{E_L} + \sin \gamma \right) \cdot \frac{m_{ML}}{m_{MTO}} = 0.2178$$

Aufgabe 2.3 (7 Punkte)

Der Gesamtwiderstand eines Passagierflugzeuges setzt sich aus einem vom Auftrieb unabhängigen Anteil $C_{D,P}$ (Profilwiderstand) und einen davon abhängigen Anteil $C_{D,i}$ (induzierter Widerstand) zusammen:

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

- Der **Nullwiderstand** eines Passagierjets (ähnlich einer B727) wird mit 150 cts angegeben, die Reiseflugmachzahl mit 0.83. Berechnen Sie den Profilwiderstand unter der Annahme einer kritischen Machzahl von 0.65. (Stichwort: Wellenwiderstand!)
- Mit Hilfe dieser Angaben soll nun die **maximale Gleitzahl** im Reiseflug, und der **Gesamtwiderstand** bei maximaler Gleitzahl ermittelt werden. (Stichworte: Lilienthalpolare, erste Ableitung, Maxima oder Minima).

Weitere Angaben:

$$A = 9.5$$

$$e = 0.8$$

$$\text{aus } \left(\frac{g}{h} \right)' = \frac{g' \cdot h - g \cdot h'}{h^2} \quad \text{folgt} \quad \frac{dC_L / C_D}{dC_L} = \frac{C_{D,P} - \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e}}{\left(C_{D,P} - \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e} \right)^2}$$

Lösung:

a)

Aus Tabelle 13.5 (B727) folgt $a = 0.1498$, $b = 3.2$

$$\Delta C_{D,wave} = a \cdot \left(\frac{M}{M_{crit}} - 1 \right)^b = 0.1498 \cdot \left(\frac{0.83}{0.65} - 1 \right)^{3.2} = 25 \cdot 10^{-4}$$

$$C_{D,P} = C_{D,0} + \Delta C_{D,wave} = 150 \text{ cts} + 25 \text{ cts} = 175 \text{ cts} = 175 \cdot 10^{-4}$$

b)

Um das Maximum einer Funktion zu finden wird die erste Ableitung Null gesetzt. Dies lässt sich auch am Beispiel der Lilienthalpolare anwenden: die maximale Gleitzahl entspricht einer Tangente durch den Nullpunkt an die Lilienthalpolare.

$$\frac{dC_L/C_D}{dC_L} = 0 \quad \text{wenn} \quad C_{D,P} - \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e} = 0$$

$$C_{D,P} - \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e} = 0 \quad \text{wenn} \quad C_{D,P} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e} = C_{Di}$$

$$\Rightarrow C_D = 2 \cdot C_{D,P} = 350 \text{ cts}$$

$$L/D = \frac{C_L}{C_D} = \frac{\sqrt{C_{D,P} \cdot \pi \cdot A \cdot e}}{2 \cdot C_{D,P}} = \frac{\sqrt{175 \cdot 10^{-4} \cdot \pi \cdot 9.5 \cdot 0.8}}{350 \cdot 10^{-4}} = 18.5$$

Aufgabe 2.4 (6 Punkte)

Durch unterschiedliche Definitionen der Flügelfläche eines Flugzeugs liegen für ein und dasselbe Flugzeuge zwei verschiedene Referenzflügelflächen vor. Dabei ist die Referenzflügelfläche nach Definition 2 um 12 % größer als die Referenzflügelfläche nach Definition 1.

In welchem **Verhältnis** stehen die folgenden Parameter:

- Streckung 1 zu Streckung 2?
- Auftriebsbeiwert 1 zu Auftriebsbeiwert 2?
- Induzierter Widerstandsbeiwert 1 zu induzierter Widerstandsbeiwert 2?
- Induzierter Widerstand 1 zu induzierter Widerstand 2?

Lösung:

a) Streckung 1 zu Streckung 2?

$$A = \frac{b^2}{S_{ref}} \quad \Rightarrow \quad \frac{A_1}{A_2} = \frac{b^2}{S_{ref,1}} \frac{S_{ref,2}}{b^2} = \frac{S_{ref,2}}{S_{ref,1}} = 1,12$$

b) Auftriebsbeiwert 1 zu Auftriebsbeiwert 2?

$$C_L = \frac{2mg}{\rho V^2 S_{ref}} \quad \Rightarrow \quad \frac{C_{L,1}}{C_{L,2}} = \frac{2mg}{\rho V^2 S_{ref,1}} \frac{\rho V^2 S_{ref,2}}{2mg} = \frac{S_{ref,2}}{S_{ref,1}} = 1,12$$

c) Induzierter Widerstandsbeiwert 1 zu induzierter Widerstandsbeiwert 2?

$$C_{D,i} = \frac{C_L^2}{\pi A e} \quad \Rightarrow \quad \frac{C_{D,i,1}}{C_{D,i,2}} = \frac{C_{L,1}^2}{\pi A_1 e} \frac{\pi A_2 e}{C_{L,2}^2} = \frac{1,12^2}{1,12} = 1,12$$

d) Induzierter Widerstand 1 zu induzierter Widerstand 2?

$$D_i = \frac{1}{2} \rho V^2 C_{D,i} S_{ref} \quad \Rightarrow \quad \frac{\frac{1}{2} \rho V^2 C_{D,i,1} S_{ref,1}}{\frac{1}{2} \rho V^2 C_{D,i,2} S_{ref,2}} = \frac{1,12}{1,12} = 1$$

Aufgabe 2.5 (4 Punkte)

Zur Berechnung der DOC wird auch ein **durchschnittlicher Zinssatz** des zur Finanzierung des Flugzeugs erforderlichen Kapitals benötigt. Berechnen Sie diesen! Zinssatz, nominal 7%, Abschreibung über 15 Jahre, vollständige Tilgung des Kredits nach 14 Jahren.

Lösung:

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

Hierin:

$$p = 0,07$$

$$q = 1 + p = 1,07$$

$$n_{PAY} = 14$$

$$n_{DEP} = 15$$

$$\frac{k_n}{k_0} = 0 \quad (\text{da vollständige Tilgung})$$

Somit:

$$p_{av} = \frac{1,07^{14} \cdot 0,07 \cdot 14}{1,07^{14} - 1} - 1 = 0,04$$

Der durchschnittliche Zinssatz beträgt 4 %.