



DEPARTMENT FAHRZEUGTECHNIK UND FLUGZEUGBAU

Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME

**Lösung zur Klausur  
Flugzeugentwurf WS 08/09**

Datum: 04.02.2009

**1. Klausurteil**

19 Punkte, 45 Minuten

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

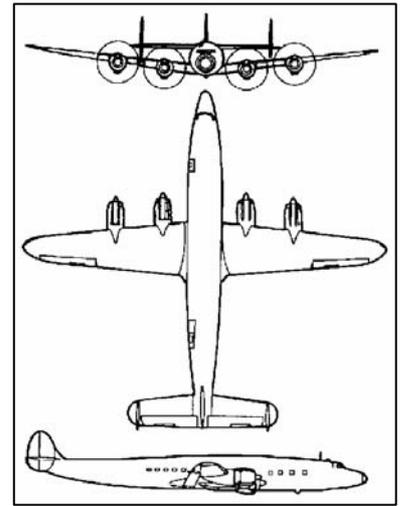
- |                              |                                       |
|------------------------------|---------------------------------------|
| 1. leading edge              | Vorderkante                           |
| 2. entry into service        | Indienststellung                      |
| 3. camber                    | Wölbung                               |
| 4. pitch                     | nicken                                |
| 5. expense                   | Ausgabe                               |
| 6. tail-aft aircraft         | Drachenflugzeug                       |
| 7. density                   | Dichte                                |
| 8. tail strike               | Aufsetzen des Hecks auf die Startbahn |
| 9. specific fuel consumption | spezifischer Kraftstoffverbrauch      |
| 10. chord line               | Profilsehne                           |
| 11. type certificate         | Musterzulassung                       |
| 12. limit load factor        | sicheres Lastvielfaches               |

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

- |                               |                                |
|-------------------------------|--------------------------------|
| 1. Ruheraum für die Besatzung | crew rest facility/compartment |
| 2. Reichweitenfaktor          | Breguet factor                 |
| 3. Gang (in der Kabine)       | aisle                          |
| 4. gieren                     | yaw                            |
| 5. Scharnier                  | hinge                          |
| 6. Leitwerk                   | empennage                      |
| 7. Triebwerksausfall          | engine failure                 |
| 8. Steigflug                  | climb                          |
| 9. Pfeilung                   | sweep                          |
| 10. Nutzlast                  | payload                        |
| 11. Überführungsreichweite    | ferry range                    |
| 12. Vorflügel                 | slat                           |

- 1.3) Gezeigt ist die Dreiseitenansicht einer Lockheed L-649 „Constellation“. 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 sind mehrere Antworten möglich. Siehe alte Klausuren.



- 1.4) Wie bezeichnet man die im Bild rechts gezeigte Flugzeugkonfiguration? Nennen Sie **zwei** weitere.

Drachenkongfiguration  
 Weitere z.B.: Canard (Entenflugzeug),  
 Dreiflächenflugzeug, Blended Wing Body (BWB),  
 Nurflügler, Boxwing, ...

- 1.5) Ergänzen Sie:
- |       |   |           |
|-------|---|-----------|
| 1 NM  | = | 1,852 km  |
| 1 ft  | = | 0,3048 m  |
| 1 m/s | = | 3,6 km/h  |
| 1 lb  | = | 0,4536 kg |

- 1.6) Was versteht man unter den Geschwindigkeiten  $V_1$ ,  $V_2$ ,  $V_R$  und  $V_{S,TO}$  ?

$V_1$ : Entscheidungsgeschwindigkeit beim Start  
 $V_2$ : Sichere Steiggeschwindigkeit (min.  $1,2 \cdot V_{S,TO}$ )  
 $V_R$ : Rotationsgeschwindigkeit  
 $V_{S,TO}$ : Geschwindigkeit des Strömungsabrisses in Startkonfiguration

- 1.7) Wie verändern (vergrößert, verkleinert, bleibt gleich) sich bei Flugzeugen mit **vorwärts** gepfeilten Flügeln mit **abnehmendem** Pfeilwinkel der/die

- maximale Auftriebsbeiwert,
- Masse des Flügels,
- statische Stabilität um die Längsachse,
- Neigung zum Aufnicken des Flugzeugs im überzogenen Flugzustand.

Der maximale Auftriebsbeiwert steigt  
 Die Masse des Flügels sinkt  
 Die statische Stabilität um die Längsachse steigt  
 Die Neigung zum Aufnicken des Flugzeugs im überzogenen Flugzustand sinkt

- 1.8) Ordnen Sie die folgenden Autoren/Titel/Stichworte ihren jeweiligen Inhalten/Anwendungen zu!

Autor/Titel		Inhalt
DATCOM	o	o Informationen über reale Flugzeuge
Roskam	o	o Dimensionierung
Jane's	o	o Stabilität und Steuerbarkeit
Loftin	o	o kompletter Entwurfsprozess

- 1.9) Which mass is usually used as mass per passenger including baggage on a long-haul flight?

97,5 kg

1.10) Beschreiben Sie kurz die Vor- und Nachteile von empirischen gegenüber analytischen Methoden der Masseabschätzung von Flugzeugen und ihrer Komponenten!

	Vorteil	Nachteil
empirisch:	schnell	oft ungenau
analytisch:	genauer	aufwändiger

1.11) Es soll ein Flugzeug für 175 Passagiere gebaut werden. Wie viele Sitze für Flugbegleiter (flight attendants) müssen mindestens vorgesehen werden?

JAR-OPS 1.990: "One cabin crew member for every 50, or fraction of 50, passenger seats installed ..." → 4 Flugbegleiter

1.12) Ein vierstrahliges Flugzeug hat eine maximale Startmasse von 120 t. Das Schub-Gewichtsverhältnis beträgt 0,2. Berechnen Sie **grob** den Startschub **eines** Triebwerks!

$$\frac{4T_{engine}}{120 \text{ t} \cdot g} 0,2 \Rightarrow T_{engine} = 0,2 \frac{120 \text{ t} \cdot g}{4} \approx 0,2 \frac{120 \cdot 10}{4} \text{ kN} = 60 \text{ kN}$$

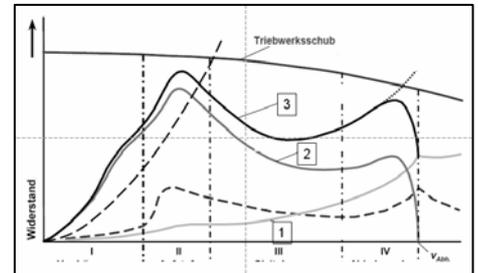
### Fragen zu separaten Vorträgen

1.13) Was versteht man unter der sog. "Pit" bei der Durchführung von Hover-Versuchen mit V/STOL-Flugzeugen?

Unter der sog. "Pit" versteht man die mit einem Gitter abgedeckte Grube, über der insbesondere die ersten Schwebversuche durchgeführt werden, um den Bodeneffekt zu minimieren.

1.14) Was bezeichnen die Kurven 1, 2, und 3 im nebenstehenden Startdiagramm eines Wasserflugzeugs?

- 1: Luftwiderstand
- 2: Wasserwiderstand
- 3: Gesamtwiderstand

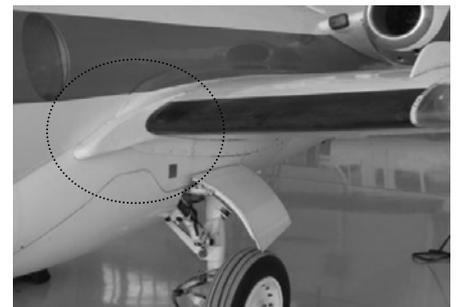


1.15) Aufgrund einer sehr geringen Luftdichte am Startflughafen muss die Abflugmasse eines Flugzeugs um 10 t vermindert werden. Ist die resultierende Minderung der Nutzlast größer oder kleiner als 10 t? Begründen Sie.

Die notwendige Minderung der Nutzlast ist kleiner als 10 t. Aufgrund der verringerten Flugzeugmasse sinkt der Kraftstoffverbrauch, was die Masse des benötigten Kraftstoffs reduziert und eine weitere Abnahme der Abflugmasse bewirkt (Schneeballeffekt).

1.16) In einem Vortrag zum HFB 320 "Hansa Jet" ist von sog. "Rotznasen" die Rede. Was ist damit gemeint, und was sollen sie verhindern?

Als „Rotznasen“ werden die vorgezogenen Tragflügelvorderkanten an der Flügelwurzel bezeichnet (siehe Bild). Sie sollen die negativen Einflüsse des Flügel-Rumpfübergangs auf das dahinter angebrachte Triebwerk (das sog. "Verschlucken") reduzieren.



**2. Klausurteil**

46 Punkte, 135 Minuten

**Aufgabe 2.1**

Bitte tragen Sie hier Ihre Ergebnisse und Zwischenergebnisse ein!

- Flächenbelastung aus Forderung zur Sicherheitslandestrecke: **380 kg/m<sup>2</sup>**
- Schub-Gewichtsverhältnis / Flächenbelastung aus Forderung zur Sicherheitsstartstrecke: **0,360**
- Gleitzahl im 2. Segment: **13,41**
- Gleitzahl beim Durchstarten: **10,06**
- Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderung zum Steiggradienten im 2. Segment: **0,197**
- Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderung zum Steiggradienten beim Durchstarten: **0,224**
- Gleitzahl im Reiseflug: **19,7**
- $V_{CR}/V_{md}$ : **0,98**
- Entwurfspunkt
  - Schub-Gewichtsverhältnis: **0,360**
  - Flächenbelastung: **380 kg/m<sup>2</sup>**
- Reiseflughöhe (**FL**, auf volle Zehnerstelle gerundet, z. B. 210, 220, 230,...): **FL 450**
- Reserveflugstrecke  $s_{res}$  in **m**: **185200 m**
- Spezifischer Kraftstoffverbrauch in  $\frac{mg}{N \cdot s}$  (zwei Nachkommastellen): **19,28  $\frac{mg}{N \cdot s}$**
- maximale Abflugmasse in **kg**: **15218 kg**
- maximale Landemasse in **lb**: **31201 lb**
- Flügelfläche in **ft<sup>2</sup>**: **431 ft<sup>2</sup>**
- Schub eines Triebwerks in **lb**: **6036 lb**
- erforderliches Tankvolumen in **ft<sup>3</sup>**: **122 ft<sup>3</sup>**

### 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 SS05

#### Anflug (Approach)

Faktor	$k_{APP}$	1,70 (m/s <sup>2</sup> ) <sup>0.5</sup>
Umrechnungsfaktor	m/s -> kt	1,944 kt / m/s

#### Gegeben: Sicherheitslandstrecke

Sicherheitslandstrecke	$s_{LFL}$	1291 m
Anfluggeschwindigkeit	$V_{APP}$	61,1 m/s
Anfluggeschwindigkeit	$V_{APP}$	118,9 kt

<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung

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

#### Gegeben: Anfluggeschwindigkeit

Anfluggeschwindigkeit	$V_{APP}$	136,2 kt
Anfluggeschwindigkeit	$V_{APP}$	70,1 m/s
Sicherheitslandstrecke	$s_{LFL}$	1695 m

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

#### Landung (Landing)

Sicherheitslandstrecke	$s_{LFL}$	1291 m
Starttemperatur über ISA (288,15K)	$\Delta T_L$	0 K
Dichteverhältnis	$\sigma$	1,000
Faktor	$k_L$	0,107 kg/m <sup>3</sup>
max. Auftriebsbeiwert, Landung	$C_{L,max,L}$	2,56
Massenverhältnis, Landung-Start	$m_{ML} / m_{TO}$	0,93
Flächebelastung bei Landemasse	$m_{ML} / S_W$	354 kg/m <sup>2</sup>
Flächebelastung bei Startmasse	$m_{MTO} / S_W$	380 kg/m <sup>2</sup>

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

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

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

#### Start (Take-Off)

Sicherheitsstartstrecke	$s_{TOFL}$	1359 m
Starttemperatur über ISA (288,15K)	$\Delta T_{TO}$	0 K
Dichteverhältnis	$\sigma$	1,000
Faktor	$k_{TO}$	2,34 m <sup>3</sup> /kg
Erfahrungswert für $C_{L,max,TO}$	$0,8 \cdot C_{L,max,L}$	2,048
max. Auftriebsbeiwert, Start	$C_{L,max,TO}$	1,82
Geradensteigung	$a$	0,009461 m/kg
Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$ bei $m_{MTO} / S_W$ der Landung	0,360

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

### 2. Segment

#### Berechnung der Gleitzahl

Streckung	A	11
Auftriebsbeiwert, Start	$C_{L,TO}$	1,26
Nullwiderstandsbeiwert, clean	$C_{D,0}$ (bei Berechnung: 2. Segment)	0,020
Nullwiderstandsbeiwert, durch Flaps	$\Delta C_{D,flap}$	0,008
Nullwiderstandsbeiwert, durch Slats	$\Delta C_{D,slat}$	0,000
Profilwiderstandsbeiwert	$C_{D,P}$	0,028
Oswald-Faktor; mit Klappenausschlag	e	0,7
Gleitzahl in Startkonfiguration	$E_{TO}$	13,41

$n_E$	$\sin(\gamma)$
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	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	0,197

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

#### Durchstarten (Missed Approach)

##### Berechnung der Gleitzahl

Auftriebsbeiwert, Landung	$C_{L,L}$	1,51
Nullwiderstandsbeiwert, clean	$C_{D,0}$ (bei Berechnung: Durchstarten)	0,020
Nullwiderstandsbeiwert, durch Flaps	$\Delta C_{D,flap}$	0,021
Nullwiderstandsbeiwert, durch Slats	$\Delta C_{D,slat}$	0,000
Abfrage: Zulassungsbasis	JAR-25 bzw. CS-25 FAR Part 25	nein
Nullwiderstandsbeiwert, durch Fahrwerk	$\Delta C_{D,gear}$	0,015
Profilwiderstandsbeiwert	$C_{D,P}$	0,066
Gleitzahl in Landekonfiguration	$E_L$	10,06

	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

#### Berechnung des Schub-Gewichts-Verhältnis

Steiggradient	$\sin(\gamma)$	0,024
Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$	0,224

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

## 2.) max. Gleitzahl im Reiseflug

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

### 1.) Aus der Theorie

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

### 2.) Nach RAYMER

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

### 3.) Aus eigener Statistik

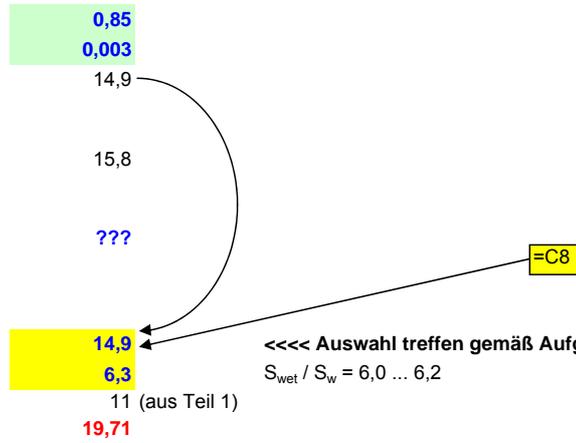
Faktor	$k_E$	???
--------	-------	-----

Abschätzung der maximalen Gleitzahl im Reiseflug,  $E_{max}$

Faktor	$k_E$ gewählt	14,9
Oberflächenverhältnis	$S_{wet} / S_w$	6,3
Streckung	A	11 (aus Teil 1)
max. Gleitzahl	$E_{max}$	19,71

oder

max. Gleitzahl	$E_{max}$ gewählt	19,71
----------------	-------------------	-------



<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabens  
 $S_{wet} / S_w = 6,0 \dots 6,2$

<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabens

### 3.) Dimensionierung

Berechnungen zu Reiseflug, Entwurfsdiagramm, Kraftstoffmasse, Betriebsleermasse und den Flugzeugparametern:  $m_{TO}$ ,  $m_L$ ,  $m_{OES}$ ,  $S_W$ ,  $T_{TO}$ , ...

Parameter	Wert
Nebenstromverhältnis	<b>4</b>
max. Gleitzahl, Reiseflug	19,71 (aus Teil 2)
Streckung	11 (aus Teil 1)
Oswald-Faktor, clean	<b>0,85</b>
Nullwiderstandsbeiwert	0,019
Auftriebsbeiw. bei $E_{max}$	0,75
Machzahl, Reiseflug	<b>0,673</b>

Parameter	Wert
V/V <sub>m</sub>	<b>0,98</b>
$C_L/C_{L,m}$	1,041
$C_L$	0,776
E	19,695

let, Theorie, Optimum: 1,316074013

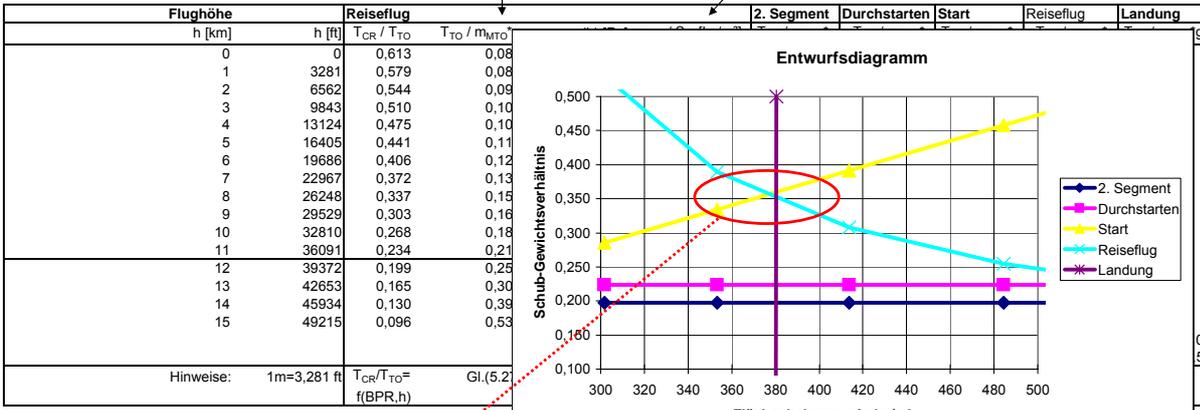
$$C_L / C_{L,m} = 1 / (V / V_m)^2$$

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

Konstanten	
Isentropenexponent, Luft	$\gamma$ 1,4
Erdbeschleunigung	$g$ 9,81 m/s <sup>2</sup>
Luftdruck, ISA, Standard	$p_0$ 101325 Pa
Eulersche Zahl	$e$ 2,718282

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

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



Flächenbelastung	$m_{MTO} / S_W$	<b>380 kg/m<sup>2</sup></b>
Schub-Gewichtsverhältnis	$T_{TO} / (m_{MTO} \cdot g)$	<b>0,360</b>
Schubverhältnis	$(T_{CR} / T_{TO})_{CR}$	0,141
Umrechnungsfaktor	m -> ft	0,305 m/ft
Reiseflughöhe	$h_{CR}$	<b>13686 m</b>
Reiseflughöhe	$h_{CR}$	<b>44901 ft</b>
Temperatur, Troposphäre	$T_{Troposphäre}$	199,19 K
Temperatur, $h_{CR}$	$T(h_{CR})$	216,65
Schallgeschwindigkeit, $h_R$	$a$	295 m/s
Reisefluggeschwindigkeit	$V_{CR}$	<b>199 m/s</b>

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

Umrechnungsfaktor	NM -> m	1852 m/NM
Auslegungsreichweite	R	<b>740 NM</b>
Auslegungsreichweite	R	1370480 m
Flugstrecke zum Ausweichplatz	$S_{to\_alternate}$	<b>100 NM</b>
Flugstrecke zum Ausweichplatz	$S_{to\_alternate}$	185200 m
Abfrage: FAR Part121-Reserves?	domestic	<b>ja</b>
	international	<b>nein</b>
Kraftstoffreserve auf Langstrecke		<b>5%</b>

Reserveflugstrecke:	
FAR Part 121	$S_{res}$
domestic	185200 m
international	253724 m

Reserveflugstrecke	$S_{res}$	<b>185200 m</b>
Spez.Kraftstoffverbrauch, Reise	$SFC_{CR}$	<b>1,928E-05 kg/N/s</b>
Breguet-Faktor, Reichweite	$B_s$	20679003 m
Fuel-Fraction, Reiseflug	$M_{f,CR}$	0,936
Fuel-Fraction, Reserveflugstr.	$M_{f,RES}$	0,991
Flugzeit im Warteflug	$t_{lotter}$	2700 s
Spez.Kraftstoffverbr., Warteflug	$SFC_{lotter}$	<b>1,93E-05 kg/N/s</b>
Breguet-Faktor, Flugzeit	$B_t$	104117 s
Fuel-Fraction, Warteflug	$M_{f,lotter}$	0,974

typischer Wert:	1,60E-05 kg/N/s
Reservezeit:	
FAR Part 121	$t_{lotter}$
domestic	2700 s
international	1800 s

**→ 19,28 mg/(N\*s)**

Fuel-Fraction, Triebwerksstart	$M_{f,engine}$	<b>0,990 &lt;&lt;&lt;&lt; Werte</b>
Fuel-Fraction, Rollen	$M_{f,taxi}$	<b>0,990 &lt;&lt;&lt;&lt; kopieren</b>
Fuel-Fraction, Start	$M_{f,TO}$	<b>0,995 &lt;&lt;&lt;&lt; aus</b>
Fuel-Fraction, Steigflug	$M_{f,CLB}$	<b>0,980 &lt;&lt;&lt;&lt; Tabelle</b>
Fuel-Fraction, Sinkflug	$M_{f,DES}$	<b>0,987 &lt;&lt;&lt;&lt; rechts</b>
Fuel-Fraction, Landung	$M_{f,L}$	<b>0,992 &lt;&lt;&lt;&lt;</b>

Phase	$M_{f,nach}$ Flugphase [Roskam]	
	transport jet	business jet
engine start	0,990	0,990
taxi	0,990	<b>0,995</b>
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	$M_{fr, std}$	0,894
Fuel-Fraction, alle Reserven	$M_{fr, res}$	0,934
Fuel-Fraction, gesamt	$M_{fr}$	0,835
Kraftstoffmassenanteil	$m_F/m_{MTO}$	0,165
Betriebsleermassenverhältnis	$m_{OE}/m_{MTO}$	0,604
Betriebsleermassenverhältnis	$m_{OE}/m_{MTO}$	xxx
Betriebsleermassenverhältnis	$m_{OE}/m_{MTO}$	0,620

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

**Abfrage:** Flugzeugtyp

Kurz- / Mittelstr.	ja
Langstrecke	nein
Masse: Passagier mit Gepäck	$m_{PAX}$ 93,0 kg
Anzahl der Passagiere	$n_{PAX}$ 32
Frachtmasse	$m_{cargo}$ 290 kg
Nutzlast	$m_{PL}$ 3266 kg

<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung

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

maximale Abflugmasse	$m_{MTO}$	15218 kg
maximale Landemasse	$m_{ML}$	14153 kg
Betriebsleermasse	$m_{OE}$	9435 kg
Kraftstoffmasse für Standardflug	$m_F$	2517 kg
Flügelfläche	$S_w$	40 m <sup>2</sup>
Startschub	$T_{TO}$	53705 N
Startschub EINES Triebwerks	$T_{TO} / n_E$	26852 N
Startschub EINES Triebwerks	$T_{TO} / n_E$	6036 lb



Kraftstoffmasse, erforderlich	$m_{F, erf}$	2770 kg
Kraftstoffdichte	$\rho_F$	800 kg/m <sup>3</sup>
Kraftstoffvolumen, erforderlich	$V_{F, erf}$	3,5 m <sup>3</sup>



max. Nutzlast	$m_{MPL}$	3266 kg
max. Leertankmasse	$m_{MZP}$	12701 kg
Leertankmasse	$m_{ZF}$	12701 kg

Kraftstoffmasse, alle Reserven	$m_{F, res}$	1003 kg
--------------------------------	--------------	---------

Überprüfung der Annahmen: check:  $m_{ML} > m_{ZF} + m_{F, res} ?$   
 14153 kg > 13704 kg

ja  
 Dimensionierung erfolgreich beendet!

**Aufgabe 2.2** (5 Punkte)

$$s_{TOFL} = 3000m$$

$$C_{L,max,TO} = 0,8 \cdot C_{L,max,L} = 1,96$$

$$\sigma = \frac{288,15K}{288,15K + 10K} = 0,9665$$

$$k_{TO} = 2,34m^3/kg$$

$$a = \frac{T_{TO} / (m_{MTO} \cdot g)}{m_{MTO} / S_W} = \frac{k_{TO}}{s_{TOFL} \cdot \sigma \cdot C_{L,max,TO}} = 0,00041177m^2/kg$$

$$T_{TO} / (m_{MTO} \cdot g) = \frac{T_{TO} / (m_{MTO} \cdot g)}{m_{MTO} / S_W} \cdot m_{MTO} / S_W = a \cdot \frac{m_{ML} / S_W}{m_{ML} / m_{MTO}} = 0,00041177m^2/kg \cdot \frac{465kg/m^3}{0,764} = 0,251$$

**Aufgabe 2.3** (5 Punkte)

- x-Position des CG:

$$54 m \cdot 0,426 = 23 m$$

- Last aufs Hauptfahrwerk:

$$25 m - 6 m = 19 m \quad (\text{Radstand})$$

$$25 m - 23 m = 2 m \quad (\text{Hebelarm CG / Hauptfahrwerk})$$

$$134 t \cdot 17 m = n \cdot 19 m \quad (\text{Momenten-Gleichgewicht um Bugfahrwerk})$$

$$n = 134 t \cdot 17 m / 19 m = \underline{120 t}$$

- Bauweise + Abmaße A320: 2-wheel, 1 m  
A330: 4-wheel Bogie, 1,5 m x 2 m

→ Diagramm Trahmer S. 15 (ACN Flex B: ok, 14 bar: ok)

→ A320: Linie "Doppel 1,0 m" → ACN = 77

→ A330: Linie "Bogie 1,5 m x 2 m" → ACN = 31

**Aufgabe 2.4** (2 Punkte)

Nach der AEA-DOC-Methode aus dem Jahr 1989 ergeben sich Kosten für die Ersatzteile der Triebwerke eines Flugzeugs von 50 US\$/FH. Welchen entsprechenden Wert erwarten Sie im Jahr 2009, wenn als Inflationsrate 3 % pro Jahr angesetzt werden?

Die Kosten für die Ersatzteile der Triebwerke des Flugzeugs betragen im Jahr 2009 nach

$$C_{2009} = k_{INF} C_{1989}$$

mit

$$k_{INF} = (1 + p_{INF})^{n_{year} - n_{method}}$$

$$C_{2009} = k_{INF} C_{1989} = C_{1989} (1 + p_{INF})^{n_{year} - n_{method}} = 90,31 \text{ US\$}$$

**Aufgabe 2.5** (2 Punkte)

Schätzen Sie (nach Skript) die erforderliche Bodenfläche einer Bordküche ab, wenn das Flugzeug 100 Sitzplätze hat und in Europa eingesetzt werden soll!

$$S_{GALLEY} = k_{GALLEY} \cdot \frac{n_{PAX}}{1000} + \frac{1}{2} \text{ m}^2$$

mit  $k_{GALLEY} = 23 \text{ m}^2$

$$S_{GALLEY} = 2,8 \text{ m}^2$$

## Aufgabe 2.6

a) Die Grenze der Steuerbarkeit (Steuerbarkeitsgrenze)

b) Die Grenze der Stabilität (Stabilitätsgrenze)

c) und d)

Parameter	Wert	Einheit
C_L_Alpha_W	4,9	
C_L_Alpha_H	4,1	
etha_h	0,9	
l_H	17,5	m
c_MAC	4,19	m
Abwindgradie	0,8	

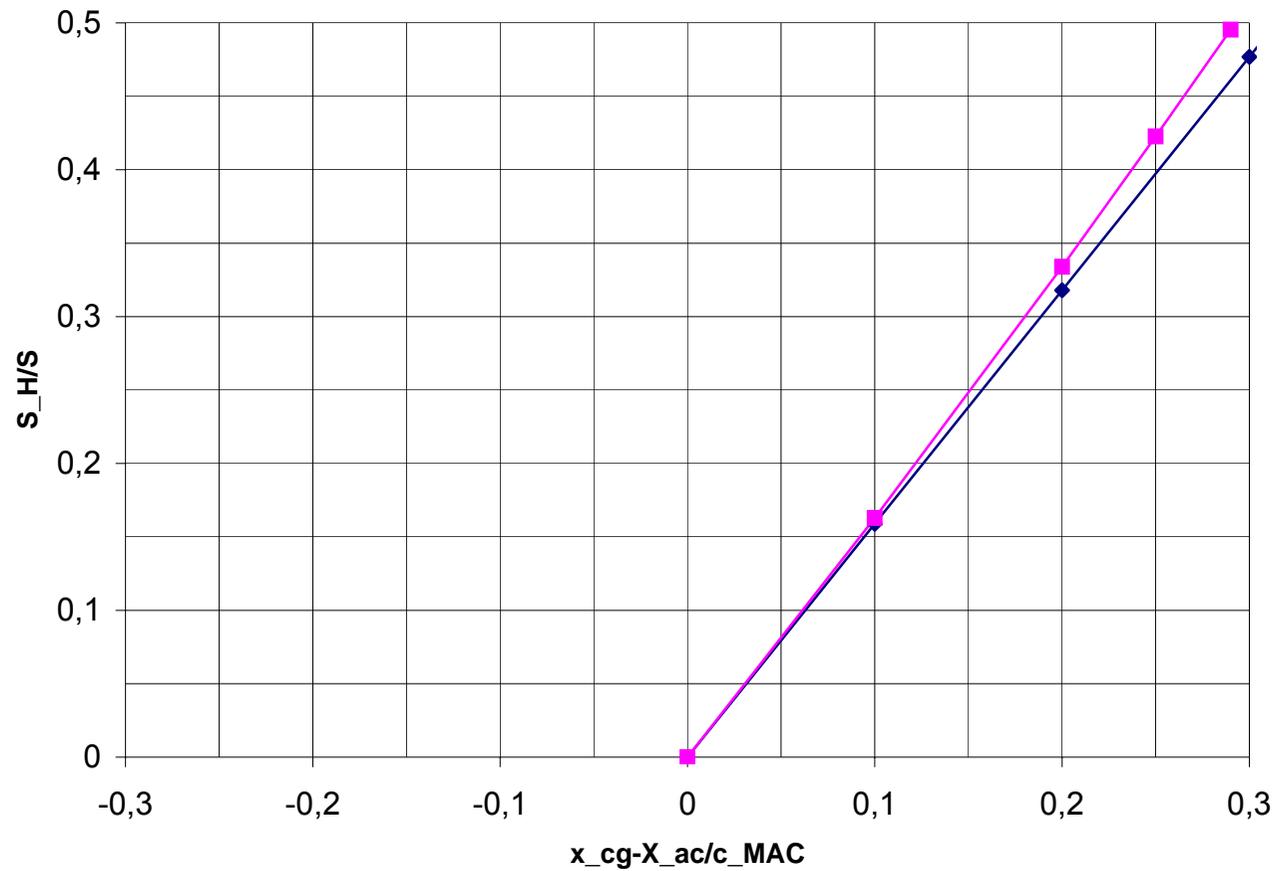
$$\frac{S_H}{S_W} \approx \frac{C_{L,\alpha,W}}{C_{L,\alpha,H} \cdot \eta_H \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \cdot \frac{l_H}{c_{MAC}}} \cdot \overline{x_{CG-AC}}$$

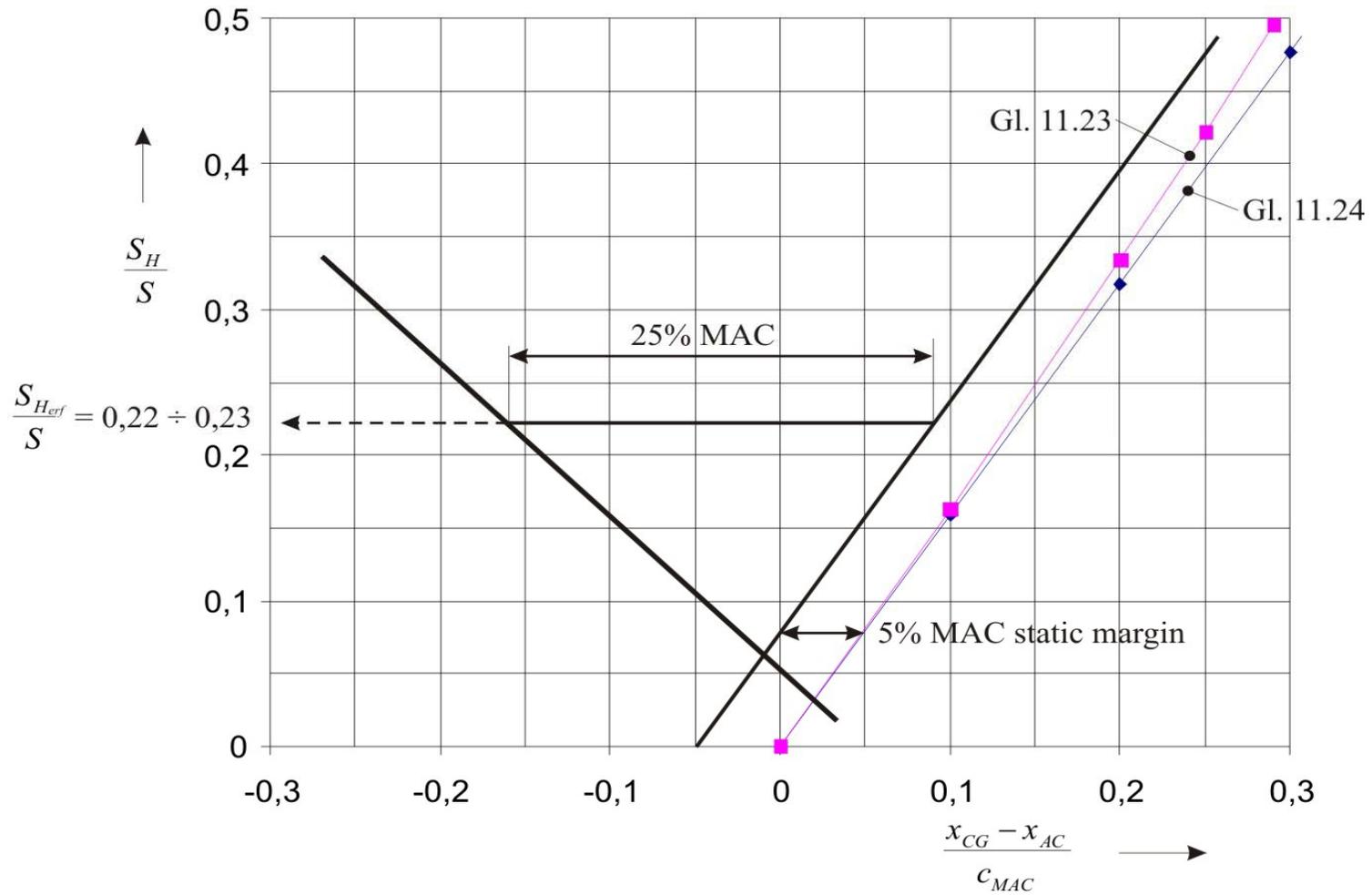
**a** = 1,589701897

Parameter	Wert Einheit	Funktionswerte (11.24)	
C_L_Alpha_W	4,9	x	y
C_L_Alpha_H	4,1	0	0
etha_h	0,9	0,10	0,1590
l_H	17,5 m	0,20	0,3179
c_MAC	4,19 m	0,30	0,4769
Abwindgradient	0,8	0,40	0,6359

Funktionswerte (11.23)	
x	y
0	0
0,10	0,1629
0,20	0,3339
0,25	0,4227
0,29	0,4954

**Konstante a (11.24)**      1,5897019





$$S_H = S_H / S_W \cdot S_W = 0,22 \cdot 122 \text{ m}^2 = 26,8 \text{ m}^2$$

$$S_H = S_H / S_W \cdot S_W = 0,23 \cdot 122 \text{ m}^2 = 28,1 \text{ m}^2$$