



Lösung

Flugzeugprojekt SS 2010

Klausurteil Flugzeugentwurf

Datum: 13.07.2010

1. Klausurteil

15 Punkte, 25 Minuten, ohne Unterlagen

- 1.) Was ist in einem Sitzplatz-Reichweitendiagramm dargestellt?

Aufgetragen ist die Anzahl der Sitzplätze der Flugzeuge (z.B. eines Herstellers) über ihrer Reichweite.

- 2.) Eine Luftverkehrsgesellschaft plant eine Flugverbindung von Europa nach Australien. Neben einem Direktflug Frankfurt-Sydney wäre auch möglich: Frankfurt-Dubai-Singapore-Sydney. Kommentieren Sie den zu erwartenden Kraftstoffverbrauch der beiden Varianten!

Es wird Kraftstoff benötigt um den Kraftstoff (für das Ende eines langen Fluges) in der Luft zu halten. Kraftstoff hat Gewicht, der durch Auftrieb in der Luft gehalten werden muss. Auftrieb verursacht induzierten Widerstand, der wiederum erfordert Schub und Kraftstoff. Plant man mehrere kürzere Flüge wie z.B. Frankfurt-Dubai-Singapore-Sydney (und eine Betankung nach jeder Landung), dann muss man weniger Kraftstoff in der Luft halten und spart so (s.o.) insgesamt erheblich Kraftstoff gegenüber dem Direktflug Frankfurt-Sydney.

- 3.) Wie nennt man "ferry range" auf Deutsch? Was versteht man darunter?

ferry range = Überführungsreichweite.

Es ist die Reichweite, die man ohne Nutzlast (und mit vollen Tanks beim Abflug) erreichen kann.

Ohne Nutzlast (payload) kann die Luftverkehrsgesellschaft keine Einnahmen erzielen, aus diesem Grund hat die Überführungsreichweite nur eine Bedeutung z.B. bei einem Überführungsflug (z.B. mit einem Mittelstreckenflugzeug von Seattle nach Frankfurt).

- 4.) Wie würde sich der maximale Auftriebsbeiwert des Flugzeugs ändern, wenn bei sonst gleichen Parametern die Flügel­pfeilung im Flugzeugentwurf größer vorgesehen wird?

Der maximale Auftriebsbeiwert sinkt. Der Faktor der Verminderung des maximalen Auftriebsbeiwerts entspricht etwa dem Cosinus des Pfeilwinkels.

- 5.) Wie ist die "wetted aspect ratio" definiert. Welchen Einfluss hat dieser Parameter auf die maximale Gleit­zahl.

wetted aspect ratio:
$$A_{wet} = \frac{A}{S_{wet} / S_W}$$

Die sogenannte "wetted aspect ratio" (benetzte Streckung) ergibt sich, indem man die (geometrische) Streckung teilt durch das Verhältnis aus benetzter Fläche und Referenz­flügel­fläche.

Die maximale Gleit­zahl steigt mit steigender benetzter Streckung:

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

- 6.) Welche zwei Optimierungsvariablen sind im Entwurfsdiagramm dargestellt? Für welche Flugleistungs­forderungen werden diese zwei Parameter ermittelt? Wie heißt das Entwurfsdiagramm auf Englisch?

Optimierungsvariablen sind: Schub-Gewichts­verhältnis (thrust-to-weight ratio) und Flächen­belastung (wing loading).

Flugleistungs­forderungen sind: Start, Steigflug, Reiseflug, Landung und Durchstart­manöver.

Entwurfsdiagramm = Matching Chart

- 7.) Flugzeugentwurf ist gekennzeichnet durch Synthese (im Unterschied zur Analyse). Nennen Sie die drei Methoden, die häufig im Flugzeugentwurf benutzt werden.

- Statistik
- Inverse Methoden
- Iteration

- 8.) Der Flugzeugentwurf kann in zwei Teile gegliedert werden. Wie werden diese zwei Teile des Flugzeugentwurfs oft genannt?

- Preliminary Sizing
- Conceptual Design

9.) Welche Parameter liefert die Dimensionierung? Nennen Sie mindestens fünf davon.

- Flügelfläche
- Schub
- Maximale Abflugmasse
- Maximale Landemasse
- Betriebsleermasse
- Kraftstoffmasse
- Reiseflughöhe

10.) Welche Beziehung gilt zwischen n_{SA} (Anzahl der Sitze pro Reihe, number of seats abreast) und n_{PAX} (Anzahl der Passagieren, number of passengers)? Leiten Sie diese Beziehung her.

$$n_{SA} = 0.45\sqrt{n_{PAX}}$$

$$n_{PAX} = n_{SA} \cdot n_r = n_{SA}^2 \cdot \frac{n_r}{n_{SA}} \Rightarrow n_{SA} = \sqrt{\frac{n_{SA}}{n_r}} \cdot \sqrt{n_{PAX}}$$

11.) Wählen Sie die optimale Anzahl der Sitze pro Reihe n_{SA} für ein Flugzeug das 120 Passagiere transportieren soll! Nutzen Sie diesmal nicht die Formel aus 10.), sondern das unten angegebene Diagramm!

Es könnten zwei Varianten ausgewählt werden:

a) $n_{SA} = 6$ mit $\lambda_F = 8.8$

b) $n_{SA} = 5$ mit $\lambda_F = 11.5$

Variante b) ist jedoch näher am Wert für den optimalen Schlankheitsgrad für Passagierflugzeuge von 10.2.

Hinweis: Das Diagramm ist nur in der Klausur gegeben (nicht hier in der Musterlösung).

12.) Nennen Sie die Definition des Schlankheitsgrades (Englisch: slenderness) des Rumpfes. Warum ist dieser Parameter wichtig?

$$\lambda_F = l_F / d_F$$

Den minimalen Widerstand des Rumpfes erhält man bei einem optimalen Wert für den Schlankheitsgrad.

Ein Rumpf verhält sich ähnlich wie ein Zylinder als Widerstandskörper. Der Widerstand ist am geringsten bei einem optimalen Schlankheitsgrad. Der Rumpf ist aber auch Biegebalken und weiterhin Leitwerkshebelarm: Ein längerer Rumpf führt zu einem längeren Leitwerkshebelarm und damit zu kleineren Leitwerken und geringerem Leitwerkswiderstand. Ein kürzerer Rumpf führt zu kürzerem Leitwerkshebelarm und damit zu größeren Leitwerksflächen und größerem Leitwerksgewicht. Der optimale Schlankheitsgrad des Rumpfes ergibt sich daher erst bei einer ganzheitlichen Betrachtung des Flugzeugentwurfs.

13.) In welchem Bereich liegt der optimale Schlankheitsgrad für Frachtflugzeuge?

$$\lambda_F = 3 \text{ bis } 5$$

14.) Wie errechnet man die Kabinenlänge aus der Anzahl der Passagiere?

$$l_{cabin} = n_r \cdot k_{cabin} = \frac{n_{pax}}{n_{SA}} \cdot k_{cabin}$$

wobei k_{cabin} ein durchschnittlicher Sitzabstand ist, der auch die Fläche von Monumenten wie Galley und Lavatory enthält. k_{cabin} liegt für eine Einklassenbestuhlung zwischen 1.0 m und 1.2 m.

15.) Zusätzlich zur Fracht muss der Frachtraum auch Gepäck aufnehmen, welches nicht in der Kabine untergebracht werden kann. Welches Volumen muss der Frachtraum mindestens aufweisen, um die zu transportierende Nutzlast aufnehmen zu können?

$$V_{CC} \geq V_C + (V_B - V_{OS})$$

mit

$$V_{CC} = l_F \cdot k_{CC} \cdot S_{CC}$$

$$V_B = m_B / \rho_B$$

$$V_C = m_C / \rho_C$$

$$V_{OS} = S_{OS,tot} \cdot l_{OS}$$

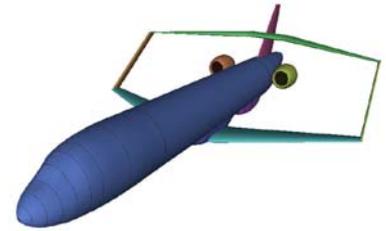
$$S_{OS,tot} = n_{OS,lat} \cdot S_{OS,lat} + n_{OS,ce} \cdot S_{OS,ce}$$

$$l_{OS} = k_{OS} \cdot l_{cabin}$$

2. Klausurteil

22 Punkte, 45 Minuten, mit Unterlagen und Laptop

Es soll die zweistrahlige Airbus A320 als eine Box-Wing Konfiguration überschlägig nachentworfen werden. Dazu ist die Dimensionierung mithilfe der Tabellenkalkulation aus der Vorlesung vorzunehmen.



Nutzen Sie folgende Angaben:

- Nutzlast: 180 Passagiere plus 2516 kg Zusatzfracht
- Auslegungsreichweite: 1500 NM bei $M_{CR} = 0,76$; Kraftstoffreserven: domestic
- Sicherheitsstartstrecke: 2090 m
- Sicherheitslandestrecke: 1750 m
- Tragflügelstreckung: 9,39
- Nebenstromverhältnis μ der General Electric Triebwerke CF34-10: 4,8
- Spezifischer Kraftstoffverbrauch c der Triebwerke: 16,0 mg/(Ns)
- Die Betriebsleermasse beträgt 56,2 % der maximalen Abflugmasse.
- Die zulässige maximale Landemasse beträgt 90,5 % der maximalen Abflugmasse.
- Maximaler Auftriebsbeiwert bei der Landung: 2,75
- Maximaler Auftriebsbeiwert beim Start: 2,20
- Nullwiderstandsbeiwert: 0,02
- Oswaldfaktor mit Klappenausschlag: 1,35
- Der Oswaldfaktor im Reiseflug wird mit 1,654 angenommen.
- Verhältnis von benetzter Oberfläche zu Referenzflügelfläche: 6,2.
- Schätzen Sie die maximale Gleitzahl im Reiseflug mithilfe des äquivalenten Oberflächenwiderstandsbeiwerts $\overline{C_f} = 0,003$ ab.
- Führen Sie alle Berechnungen für 0 ft MSL in der Standardatmosphäre durch!
- Die Zulassungsbasis ist FAR Part 25.
- Die Distanz zum Ausweichflugplatz beträgt 200 NM.
- Kraftstofffaktoren (fuel fractions) gemäß Vorlesung.
- Die Dichte des Kraftstoffs wird mit 800 kg/m^3 angenommen.

Bestimmen Sie:

- Das Verhältnis von Reisefluggeschwindigkeit zur Geschwindigkeit für minimalen Widerstand V/V_m , sodass die Anforderungen Landung, Start und Reiseflug gleichzeitig dimensionierend sind (**Genauigkeit: 2 Nachkommastellen**).
- die Reiseflughöhe **in ft**,
- die maximale Abflugmasse, die maximale Landemasse und die Betriebsleermasse **in kg**,
- die Flügelfläche **in m²**,
- den Schub eines Triebwerks **in kN**,
- das erforderliche Tankvolumen **in m³**,
- Bewerten Sie Ihr Ergebnis indem Sie in erster Linie auf den Unterschied in der maximalen Abflugmasse eingehen (Abflugmasse der Referenzkonfiguration als gewöhnliche Drachenkonfiguration $m_{MTO} = 73.5 \text{ t}$). Worauf sind die Unterschiede in der max. Abflugmasse zurückzuführen?

Hinweis:

Tragen Sie Ihre Ergebnisse in das Formblatt auf der nächsten Seite ein und zeichnen Sie das Entwurfsdiagramm!

Ergebnisse zu Aufgabe im 2. Klausurteil

Bitte tragen Sie hier Ihre Ergebnisse und Zwischenergebnisse ein!

- Flächenbelastung aus Forderung zur Sicherheitslandestrecke: 569 kg/m²
- Schub-Gewichtsverhältnis / Flächenbelastung aus Forderung zur Sicherheitsstartstrecke:
0,0005089 m²/kg (oder: 0,290 bei 569 kg/m²)
- Gleitzahl im 2. Segment: 15,28
- Gleitzahl beim Durchstarten: 13,09
- Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderung zum Steiggradienten im 2. Segment:
0,179
- Schub-Gewichtsverhältnis aus der Forderung zum Steiggradienten beim Durchstarten:
0,176
- Gleitzahl im Reiseflug: 25,61
- Geschwindigkeits-Verhältnis V/V_m (**zwei Nachkommastellen**): 1,02
- Entwurfspunkt
 - Schub-Gewichtsverhältnis: 0,290
 - Flächenbelastung: 569 kg/m²
- Reiseflughöhe **in ft**: 44957 ft
- Maximale Abflugmasse **in kg**: 69658 kg
- Maximale Landemasse **in kg**: 63040 kg
- Betriebsleermasse **in kg**: 39148 kg
- Flügelfläche **in m²**: 122,4 m²
- Schub eines Triebwerks **in kN**: 98,938 kN
- Erforderliches Tankvolumen **in m³**: 15,5 m³

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 SS04

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 1750 m |
| Anfluggeschwindigkeit | V_{APP} | 71,2 m/s |
| Anfluggeschwindigkeit | V_{APP} | 138,4 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} | 1750 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 | $C_{L,max,L}$ | 2,75 |
| Massenverhältnis, Landung-Start | m_{ML} / m_{TO} | 0,905 |
| Flächebelastung bei Landemasse | m_{ML} / S_W | 515 kg/m ² |
| Flächebelastung bei Startmasse | m_{MTO} / S_W | 569 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

'''ML' '''MTO

Start (Take-Off)

| | | |
|------------------------------------|--|------------------------------|
| Sicherheitsstartstrecke | s_{TOFL} | 2090 m |
| Starttemperatur über ISA (288,15K) | ΔT_{TO} | 0 K |
| Dichteverhältnis | σ | 1,000 |
| Faktor | k_{TO} | 2,34 m ³ /kg |
| Erfahrungswert für $C_{L,max,TO}$ | $0,8 \cdot C_{L,max,L}$ | 2,2 |
| max. Auftriebsbeiwert, Start | $C_{L,max,TO}$ | 2,20 |
| Geradensteigung | a | 0,0005089 m ² /kg |
| Schub-Gewichtsverhältnis | $T_{TO}/m_{MTO} \cdot g$ bei m_{MTO}/S_W der Landung | 0,290 |

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

2. Segment

Berechnung der Gleitzahl

| | | |
|-------------------------------------|--|-------|
| Streckung | A | 9,39 |
| Auftriebsbeiwert, Start | $C_{L,TO}$ | 1,53 |
| Nullwiderstandsbeiwert, clean | $C_{D,0}$ (bei Berechnung: 2. Segment) | 0,020 |
| Nullwiderstandsbeiwert, durch Flaps | $\Delta C_{D,flap}$ | 0,021 |
| Nullwiderstandsbeiwert, durch Slats | $\Delta C_{D,slat}$ | 0,000 |
| Profilwiderstandsbeiwert | $C_{D,P}$ | 0,041 |
| Oswald-Faktor; mit Klappenausschlag | e | 1,35 |
| Gleitzahl in Startkonfiguration | E_{TO} | 15,28 |

| 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 | $T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$ | 0,179 |

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

1.) Dimensionierung

Durchstarten (Missed Approach)

Berechnung der Gleitzahl

| | | |
|--|--|-------------|
| Auftriebsbeiwert, Landung | $C_{L,L}$ | 1,63 |
| Nullwiderstandsbeiwert, clean | $C_{D,0}$ (bei Berechnung: Durchstarten) | 0,017 |
| Nullwiderstandsbeiwert, durch Flaps | $\Delta C_{D,flap}$ | 0,026 |
| 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 | $C_{D,P}$ | 0,058 |
| Gleitzahl in Landekonfiguration | E_L | 13,09 |

Berechnung des Schub-Gewichts-Verhältni:

| | | |
|--------------------------|----------------------------|--------------|
| Steiggradient | $\sin(\gamma)$ | 0,021 |
| Schub-Gewichtsverhältnis | $T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$ | 0,176 |

| | | |
|---------------------|-------------------|-------------|
| | 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 | 1,654 |
| äquivalenter Oberflächenwiderstandbeiwert | C_f quer | 0,003 |
| Faktor | k_E | 20,8 |

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 | 20,8 | <<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung $S_{wet} / S_w = 6,0 \dots 6,2$ |
| Oberflächenverhältnis | S_{wet} / S_w | 6,2 | |
| Streckung | A | 9,39 (aus Teil 1) | |
| max. Gleitzahl | E_{max} | 25,61 | |
| | oder | | |
| max. Gleitzahl | E_{max} gewählt | 25,61 | <<<< 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 4,8 |
| max. Gleitzahl, Reiseflug | E_{max} 25,61 (aus Teil 2) |
| Streckung | A 9,39 (aus Teil 1) |
| Oswald-Faktor, clean | e 1,654 |
| Nullwiderstandsbeiwert | $C_{D,0}$ 0,019 |
| Auftriebsbeiw. bei E_{max} | $C_{L,m}$ 0,95 |
| Machzahl, Reiseflug | M_{CR} 0,76 |

| Parameter | Wert |
|---------------|-------------|
| V/V_m | 1,02 |
| $C_L/C_{L,m}$ | 0,961 |
| C_L | 0,916 |
| E | 25,589 |

Jet, Theorie, Optimum: 1,316074013

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

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

| 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] | $T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$ |
| 0 | 0 | 0,593 | 0,066 | 101325 | 3824 | 0,179 | 0,176 | 1,95 | 0,07 | |
| 1 | 3281 | 0,560 | 0,070 | 89873 | 3392 | 0,179 | 0,176 | 1,73 | 0,07 | |
| 2 | 6562 | 0,527 | 0,074 | 79493 | 3000 | 0,179 | 0,176 | 1,53 | 0,07 | |
| 3 | 9843 | 0,493 | 0,079 | 70105 | 2646 | 0,179 | 0,176 | 1,35 | 0,08 | |
| 4 | 13124 | 0,460 | 0,085 | 61636 | 2326 | 0,179 | 0,176 | 1,18 | 0,09 | |
| 5 | 16405 | 0,426 | 0,092 | 54015 | 2038 | 0,179 | 0,176 | 1,04 | 0,09 | |
| 6 | 19686 | 0,393 | 0,100 | 47176 | 1780 | 0,179 | 0,176 | 0,91 | 0,10 | |
| 7 | 22967 | 0,359 | 0,109 | 41056 | 1549 | 0,179 | 0,176 | 0,79 | 0,11 | |
| 8 | 26248 | 0,326 | 0,120 | 35595 | 1343 | 0,179 | 0,176 | 0,68 | 0,12 | |
| 9 | 29529 | 0,292 | 0,134 | 30737 | 1160 | 0,179 | 0,176 | 0,59 | 0,13 | |
| 10 | 32810 | 0,259 | 0,151 | 26431 | 997 | 0,179 | 0,176 | 0,51 | 0,15 | |
| 11 | 36091 | 0,225 | 0,173 | 22627 | 854 | 0,179 | 0,176 | 0,43 | 0,17 | |
| 12 | 39372 | 0,192 | 0,204 | 19316 | 729 | 0,179 | 0,176 | 0,37 | 0,20 | |
| 13 | 42653 | 0,158 | 0,247 | 16498 | 623 | 0,179 | 0,176 | 0,32 | 0,25 | |
| 14 | 45934 | 0,125 | 0,313 | 14091 | 532 | 0,179 | 0,176 | 0,27 | 0,31 | |
| 15 | 49215 | 0,092 | 0,427 | 12035 | 454 | 0,179 | 0,176 | 0,23 | 0,43 | |
| | | | | | 569 | | | | | 0 |
| | | | | | 569 | | | | | 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 | 569 kg/m² |
| Schub-Gewichtsverhältnis | $T_{TO} / (m_{MTO} * g)$ | 0,290 |
| Schubverhältnis | $(T_{CR} / T_{TO})_{CR}$ | 0,135 |
| Umrechnungsfaktor | m -> ft | 0,305 m/ft |
| Reiseflughöhe | h_{CR} | 13703 m |
| Reiseflughöhe | h_{CR} | 44957 ft |
| Temperatur, Troposphäre | $T_{Troposphäre}$ | 199,08 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 | 1500 NM |
| Auslegungsreichweite | R | 2778000 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 | 509300 m |

| | | |
|---------------------------------|------------|------------------------|
| Reserveflugstrecke | S_{res} | 370400 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} | 2700 s |
| Spez.Kraftstoffverbr., Warteflug | SFC_{loiter} | 1,60E-05 kg/N/s |
| Breguet-Faktor, Flugzeit | B_t | 163027 s |
| Fuel-Fraction, Warteflug | $M_{ff,loiter}$ | 0,984 |

| | | |
|--------------------------------|-----------------|--|
| 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 | $M_{ff, std}$ | 0,888 |
| Fuel-Fraction, alle Reserven | $M_{ff, res}$ | 0,945 |
| Fuel-Fraction, gesamt | M_{ff} | 0,838 |
| Kraftstoffmassenanteil | m_F/m_{MTO} | 0,162 |

| | | | | |
|----------------------------|------------------|--------------|---|--------------------------------|
| Betriebsleermasenerhältnis | m_{OE}/m_{MTO} | 0,531 | A320: | nach Loftin |
| Betriebsleermasenerhältnis | m_{OE}/m_{MTO} | 0,562 | 0,562 | nach Statistik (falls gegeben) |
| Betriebsleermasenerhältnis | m_{OE}/m_{MTO} | 0,562 | <<<< 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} | 180 |
| Frachtmasse | m_{cargo} | 2516 kg |
| Nutzlast | m_{PL} | 19256 kg |

<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung

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

| | | | |
|----------------------------------|----------------|---------------------------------|---|
| | A320: | Änderung: | |
| | 19256 kg | 0,00% | (BoxWing-Entwurf mit gleicher Nutzlast) |
| maximale Abflugmasse | m_{MTO} | 73500 kg | -5,23% |
| maximale Landemassee | m_{ML} | 64500 kg | -2,26% |
| Betriebsleermasse | m_{OE} | 41310 kg | -5,23% |
| Kraftstoffmasse für Standardflug | m_F | 12934 kg | -12,99% (im Vergleich mit A320-Nachentwurf) |
| Flügelfläche | S_w | 122,4 m ² | 0,02% (BoxWing-Entwurf so gestaltet, dass Flügelfläche gleich bleibt) |
| Startschub | T_{TO} | 197876 N | |
| Startschub EINES Triebwerks | T_{TO} / n_E | 98938 N | |
| Startschub EINES Triebwerks | T_{TO} / n_E | 22241 lb | |
| | | alle Triebwerke zusammen | |
| | | 118000 N | -16,15% (A320-Nachentwurf kommt auch mit weniger Schub aus!) |

| | | |
|---------------------------------|--------------|---------------------------|
| Kraftstoffmasse, erforderlich | $m_{F, erf}$ | 12416 kg |
| Kraftstoffdichte | ρ_F | 800 kg/m ³ |
| Kraftstoffvolumen, erforderlich | $V_{F, erf}$ | 15,5 m³ |

(später zu vergleichen mit der Tankgeometrie)

| | | |
|--------------------|-----------|-----------------|
| max. Nutzlast | m_{MPL} | 19256 kg |
| max. Leertankmasse | m_{MZF} | 58404 kg |
| Leertankmasse | m_{ZF} | 58404 kg |

| | | |
|--------------------------------|--------------|---------|
| Kraftstoffmasse, alle Reserven | $m_{F, res}$ | 3856 kg |
|--------------------------------|--------------|---------|

| | | | | | |
|---------------------------|--------|----------|---|-----------------------|---|
| Überprüfung der Annahmen: | check: | m_{ML} | > | $m_{ZF} + m_{F, res}$ | ? |
| | | 63040 kg | > | 62260 kg | |

ja

Dimensionierung erfolgreich beendet!

Entwurfsdiagramm

