



Lösung zur Klausur Flugzeugentwurf SS 07

Datum: 12.07.2007

1. Klausurteil

22 Punkte, 45 Minuten

1.1) Nennen Sie die entsprechende Bezeichnung folgender Luftfahrtausdrücke in deutscher Sprache.

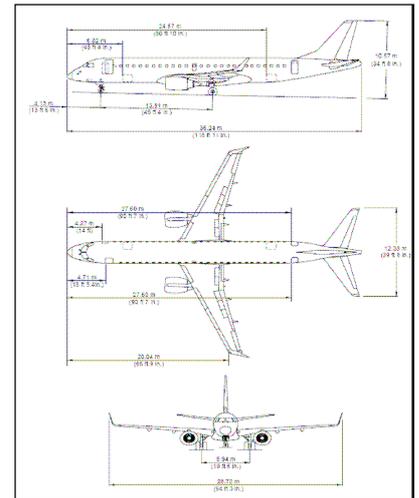
- | | |
|-------------------------|--|
| 1. canard | Entenleitwerk, Entenflugzeug |
| 2. cruciform tail | Kreuzleitwerk |
| 3. loiter | Warteflug |
| 4. dorsal fin | Rückenflosse |
| 5. (mean) camber line | Skelettlinie |
| 6. preliminary sizing | Dimensionierung |
| 7. braced wing | Flügel, angestützt |
| 8. friction drag | Reibungswiderstand |
| 9. rear spar | Hinterholm |
| 10. tail strike | Aufsetzten des Hecks auf die Startbahn |
| 11. airport performance | Flugleistungen bei Start und Landung |
| 12. approach | Anflug |

1.2) Nennen Sie die entsprechende Bezeichnung folgender Luftfahrtausdrücke in englischer Sprache. Schreiben Sie deutlich, denn falsche oder unleserliche Schreibweise ergibt Punktabzug!

- | | |
|-----------------------|---------------------------------|
| 1. Entwicklungsbeginn | go ahead |
| 2. Nutzlast | payload |
| 3. Vorderkante | leading edge |
| 4. Drachenflugzeug | tail aft aircraft |
| 5. Dreiseitenansicht | three-view drawing |
| 6. Indienststellung | entry into service |
| 7. Rumpf | fuselage |
| 8. Flughandbuch | flight manual |
| 9. Wölbung | camber |
| 10. Flügelstreckung | wing aspect ratio |
| 11. Fahrwerk | landing gear |
| 12. Gleitzahl | glide ratio, lift-to-drag ratio |

- 1.3) Gezeigt ist die Dreiseitenansicht einer Embraer ERJ-190. Nennen Sie 4 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 ist mehr als eine Antwort möglich. Vergleiche mit alten Klausuren!



- 1.4) Was versteht man unter "deep stall"?

"deep stall" kann bei T-Leitwerken auftreten. Bei hohen Anstellwinkeln kann das Höhenleitwerk in die Nachlaufströmung des Flügels geraten und abgeschattet werden. Hat der Flügel zudem noch die Tendenz, das Flugzeug bei hohen Anstellwinkeln aufnicken zu lassen (pitch up), so kann es zu einer Situation kommen, in der das Flugzeug nicht mehr aus dem überzogenen Flugzustand gebracht werden kann.

- 1.5) Der Wellenwiderstandsbeiwert hat den Wert 0,002. Wie nennt man die Machzahl, bei der das Flugzeug gerade fliegt?

Drag-divergence Mach number

- 1.6) Warum wird bei Passagierflugzeugen als Tiefdecker in der Regel ein Doppeltrapezflügel eingesetzt mit einem Knick in der Flügelhinterkante?

Das Hauptfahrwerk muss hinter dem Schwerpunkt liegen. Der Innenflügel liegt jedoch tendenziell vor dem Schwerpunkt. Durch einen Knick (Knick) in der Flügelhinterkante kann man einen Doppeltrapezflügel erzielen, der im Innenbereich eine nach hinten verlagerte Hinterkante aufweist. Dadurch besteht die Möglichkeit ein weiter hinten liegendes Fahrwerk an die Struktur des Flugzeugs anzubinden.

- 1.7) Der konische Teil der Rumpfnase eines konventionellen Unterschallverkehrsflugzeugs sollte etwa die 1,7- bis 1,85-fache Länge des Rumpfdurchmessers aufweisen. Was wären die Folgen, wenn man dieses Maß deutlich über- bzw. unterschreitet?

stumpfer: lokale Überschallgebiete --> Lärm in der Kabine (zudem im Bereich der ersten Klasse), höherer Widerstand

schlanker: höherer Fertigungsaufwand, höhere Fertigungskosten, vorderer Kabinenteil würde im weniger breiten vorderen Teil des Rumpfes liegen

- 1.8) Was sind RC und NRC aus Sicht des Flugzeugherstellers?

RC = Recurring costs, once per every aircraft

- production effort
- salaries (manufacturing)
- material
- purchase parts
- energy

NRC = Non-recurring costs, once in a programme

- development effort
- salaries (development)
- jigs & tools

1.9) Welche Masse kann im Flugzeugentwurf angesetzt werden für einen Passagier einschließlich seines Gepäcks bei einem Kurz- und Mittelstreckenflug?

93 kg

1.10) Durch welche **drei** Prinzipien vergrößert eine Fowler-Doppelspaltklappe den Auftrieb?

1. Vergrößerung der Flügelfläche
2. Vergrößerung der Profilwölbung
3. Grenzschichtkontrolle, Zuführung eines energiereichen Luftstroms zur Grenzschicht

1.11) Erklären Sie kurz das "Square-Cube-Law"!

Wird ein Gegenstand größer skaliert, so erhöhen sich sein Volumen und (bei gleicher Dichte) seine Masse kubisch, während seine Oberfläche nur quadratisch zunimmt.

1.12) Welche Nachteile ergeben sich aus der Positionierung der Triebwerke unter den Tragflächen?

- längeres Fahrwerk
- rel. großer Hebelarm bei Triebwerksausfall
- Einfluss auf Notrutsche vor dem Flügel
- Gefahr des Einsaugens von Schmutz und Spritzwasser
- Gefahr für Bodenpersonal
- Gefahr der Beschädigung durch Bodenfahrzeuge

1.13) Nennen Sie die Gleichung mit der aus Nutzlast, Kraftstoffanteil und Betriebsleermassenanteil, die Abflugmasse berechnet werden kann!

$$m_{MTO} = \frac{m_{PL}}{1 - \left(\frac{m_{OE}}{m_{MTO}} + \frac{m_F}{m_{MTO}} \right)}$$

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

empirisch: schnell, relativ ungenau
analytisch: genauer, aufwendiger

1.15) Es soll ein Flugzeug für 215 Passagiere gebaut werden. Wie viel Sitze für Flugbegleiter (flight attendants) müssen mindestens vorgesehen werden?

fünf (gemäß FAR 91.533: 1 pro angefangene 50 Passagiere)

1.16) Welche Anforderung muss ein Flugzeug beim Durchstartmanöver (FAR 25.121) erfüllen? Nennen Sie konkret die Anforderungen abhängig von der Triebwerksanzahl!

- 2 Triebwerke: 2,1 % Steigrate
- 3 Triebwerke: 2,4 % Steigrate
- 4 Triebwerke: 2,7 % Steigrate

1.17) Auf welche Sinkrate (Landestoß) muss ein Hauptfahrwerk ausgelegt werden?

10 ft/s (= 3 m/s)

1.18) Nach CS 25.803 (und weiteren Vorschriften) muss die Notevakuierung eines Flugzeugs innerhalb von 90 s erreicht werden. Wie viel Prozent der Türen stehen dabei zur Verfügung?

50 % (nur die Türen auf einer Seite)

1.19) Was versteht man in der Luftfahrt unter "Global Market Forecast"? Nennen Sie Zahlen für den Passagierluftverkehr und den Frachtluftverkehr in diesem Zusammenhang!

Der Airbus Global Market Forecast (GMF; Boeing: Current Market Outlook, CMO) beinhaltet die erwartete Entwicklung des Weltluftverkehrs und des weltweiten Flugzeugbestandes im Zeitraum der nächsten (20) Jahre.

Wichtige Kennzahlen sind u. a.:

- RPK (Revenue passenger kilometers)
- FTK (Freight tonne kilometers, Airbus-Ausdruck)
- RTK (Revenue tonne kilometers, Boeing-Ausdruck)

- AAGR (Average annual growth rate)
- GDP (Gross domestic product)

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>

Anflug (Approach)

| | | | | |
|-------------------|-----------|---|-----------|---|
| Faktor | k_{APP} | 1,80 (m/s²)^{0,5} | Standard: | 1,70 (m/s²)^{0,5} |
| Umrechnungsfaktor | m/s -> kt | 1,944 kt / m/s | | |

Gegeben: Sicherheitslandestrecke

| | | |
|-------------------------|-----------|----------------------------|
| Sicherheitslandestrecke | S_{LFL} | ja 1323 m |
| Anfluggeschwindigkeit | V_{APP} | 65,5 m/s |
| Anfluggeschwindigkeit | V_{APP} | 127,3 kt |

Gegeben: Anfluggeschwindigkeit

| | | |
|-------------------------|-----------|--------------------------------|
| Anfluggeschwindigkeit | V_{APP} | nein 127,3 kt |
| Anfluggeschwindigkeit | V_{APP} | 65,5 m/s |
| Sicherheitslandestrecke | S_{LFL} | 1324 m |

<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung

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

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

Landung (Landing)

| | | |
|------------------------------------|-------------------|-----------------------------|
| Sicherheitslandestrecke | S_{LFL} | 1323 m |
| Starttemperatur über ISA (288,15K) | ΔT_L | 0 K |
| Dichteverhältnis | σ | 1,000 |
| Faktor | k_L | 0,120 kg/m ³ |
| max. Auftriebsbeiwert, Landung | $C_{L,max,L}$ | 2,94 |
| Massenverhältnis, Landung-Start | m_{ML} / m_{TO} | 0,855 |
| Flächebelastung bei Landemasse | m_{ML} / S_W | 466 m |
| Flächebelastung bei Startmasse | m_{MTO} / S_W | 545 kg/m² |

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

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

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

1.) Dimensionierung

'''ML' '''MTO

Start (Take-Off)

| | | |
|------------------------------------|--|------------------------------|
| Sicherheitsstartstrecke | s_{TOFL} | 2056 m |
| Starttemperatur über ISA (288,15K) | ΔT_{TO} | 0 K |
| Dichteverhältnis | σ | 1,000 |
| Faktor | k_{TO} | 2,34 m ³ /kg |
| Erfahrungswert für $C_{L,max,TO}$ | $0,8 \cdot C_{L,max,L}$ | 2,352 |
| max. Auftriebsbeiwert, Start | $C_{L,max,TO}$ | 1,84 |
| Geradensteigung | a | 0,0006186 m ² /kg |
| Schub-Gewichtsverhältnis | $T_{TO}/m_{MTO} \cdot g$ bei m_{MTO}/S_W der Landung | 0,337 |

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

2. Segment

Berechnung der Gleitzahl

| | | |
|-------------------------------------|--|-------|
| Streckung | A | 8,92 |
| Auftriebsbeiwert, Start | $C_{L,TO}$ | 1,28 |
| Nullwiderstandsbeiwert, clean | $C_{D,0}$ (bei Berechnung: 2. Segment) | 0,020 |
| Nullwiderstandsbeiwert, durch Flaps | $\Delta C_{D,flap}$ | 0,009 |
| Nullwiderstandsbeiwert, durch Slats | $\Delta C_{D,slat}$ | 0,000 |
| Profilwiderstandsbeiwert | $C_{D,P}$ | 0,029 |
| Oswald-Faktor; mit Klappenausschlag | e | 0,7 |
| Gleitzahl in Startkonfiguration | E_{TO} | 11,40 |

| 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 | $T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$ | 0,223 |

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

1.) Dimensionierung

Durchstarten (Missed Approach)

Berechnung der Gleitzahl

| | | |
|--|--|-------|
| Auftriebsbeiwert, Landung | $C_{L,L}$ | 1,74 |
| Nullwiderstandsbeiwert, clean | $C_{D,0}$ (bei Berechnung: Durchstarten) | 0,020 |
| Nullwiderstandsbeiwert, durch Flaps | $\Delta C_{D,flap}$ | 0,032 |
| 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 | $C_{D,P}$ | 0,067 |
| Gleitzahl in Landekonfiguration | E_L | 7,86 |

Berechnung des Schub-Gewichts-Verhältni:

| | | |
|--------------------------|----------------------------|-------|
| Steiggradient | $\sin(\gamma)$ | 0,021 |
| Schub-Gewichtsverhältnis | $T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$ | 0,253 |

| | | |
|---------------------|-------------------|-------------|
| | 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 | 0,00326 |
| Faktor | k_E | 14,3 |

Standard: 0,003

2.) Nach RAYMER

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

3.) Aus eigener Statistik

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

Abschätzung der maximalen Gleitzahl im Reiseflug, E_{max}

| | | |
|-----------------------|-----------------|-------------------|
| Faktor | k_E gewählt | 14,3 |
| Oberflächenverhältnis | S_{wet} / S_w | 6,1 |
| Streckung | A | 8,92 (aus Teil 1) |
| max. Gleitzahl | E_{max} | 17,30 |

<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung

$S_{wet} / S_w = 6,0 \dots 6,2$

| | | |
|----------------|-------------------|-------|
| | oder | |
| max. Gleitzahl | E_{max} gewählt | 17,30 |

<<<< 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 5,4 |
| max. Gleitzahl, Reiseflug | E_{max} 17,30 (aus Teil 2) |
| Streckung | A 8,92 (aus Teil 1) |
| Oswald-Faktor, clean | e 0,85 |
| Nullwiderstandsbeiwert | $C_{D,0}$ 0,020 |
| Auftriebsbeiw. bei E_{max} | $C_{L,m}$ 0,69 |
| Machzahl, Reiseflug | M_{CR} 0,78 |

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

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

| Parameter | Wert |
|---------------|--|
| V/V_m | 1,00 Jet, Theorie, Optimum: 1,316074013 |
| $C_L/C_{L,m}$ | $C_L = 1,000$ |
| C_L | 0,688 |
| E | 17,305 |

$$E = \frac{2}{E_{max} \cdot \left(\frac{1}{\left(\frac{C_L}{C_{L,m}} \right)} + \left(\frac{C_L}{C_{L,m}} \right) \right)}$$

| 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 |

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

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

| 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 | 0,579 | 0,100 | 101325 | 3027 | 0,223 | 0,253 | 1,87 | 0,10 | |
| 1 | 3281 | 0,546 | 0,106 | 89873 | 2685 | 0,223 | 0,253 | 1,66 | 0,11 | |
| 2 | 6562 | 0,513 | 0,113 | 79493 | 2375 | 0,223 | 0,253 | 1,47 | 0,11 | |
| 3 | 9843 | 0,481 | 0,120 | 70105 | 2095 | 0,223 | 0,253 | 1,30 | 0,12 | |
| 4 | 13124 | 0,448 | 0,129 | 61636 | 1842 | 0,223 | 0,253 | 1,14 | 0,13 | |
| 5 | 16405 | 0,415 | 0,139 | 54015 | 1614 | 0,223 | 0,253 | 1,00 | 0,14 | |
| 6 | 19686 | 0,383 | 0,151 | 47176 | 1410 | 0,223 | 0,253 | 0,87 | 0,15 | |
| 7 | 22967 | 0,350 | 0,165 | 41056 | 1227 | 0,223 | 0,253 | 0,76 | 0,17 | |
| 8 | 26248 | 0,317 | 0,182 | 35595 | 1064 | 0,223 | 0,253 | 0,66 | 0,18 | |
| 9 | 29529 | 0,284 | 0,203 | 30737 | 918 | 0,223 | 0,253 | 0,57 | 0,20 | |
| 10 | 32810 | 0,252 | 0,230 | 26431 | 790 | 0,223 | 0,253 | 0,49 | 0,23 | |
| 11 | 36091 | 0,219 | 0,264 | 22627 | 676 | 0,223 | 0,253 | 0,42 | 0,26 | |
| 12 | 39372 | 0,186 | 0,310 | 19316 | 577 | 0,223 | 0,253 | 0,36 | 0,31 | |
| 13 | 42653 | 0,154 | 0,376 | 16498 | 493 | 0,223 | 0,253 | 0,30 | 0,38 | |
| 14 | 45934 | 0,121 | 0,477 | 14091 | 421 | 0,223 | 0,253 | 0,26 | 0,48 | |
| 15 | 49215 | 0,088 | 0,654 | 12035 | 360 | 0,223 | 0,253 | 0,22 | 0,65 | |
| | | | | | 545 | | | | | 0 |
| | | | | | 545 | | | | | 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 | 544,5 kg/m² | | |
| Schub-Gewichtsverhältnis | $T_{TO} / (m_{MTO} * g)$ | 0,337 | | |
| Schubverhältnis | $(T_{CR} / T_{TO})_{CR}$ | 0,172 | | |
| Umrechnungsfaktor | m -> ft | 0,305 m/ft | | |
| Reiseflughöhe | h_{CR} | 12455 m | | |
| Reiseflughöhe | h_{CR} | 40862 ft | | |
| Temperatur, Troposphäre | $T_{Troposphäre}$ | 207,20 K | $T_{Stratosphäre}$ | 216,65 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 | 2400 NM |
| Auslegungsreichweite | R | 4444800 m |
| Flugstrecke zum Ausweichplatz | $S_{to_alternate}$ | 100 NM |
| Flugstrecke zum Ausweichplatz | $S_{to_alternate}$ | 185200 m |
| Abfrage: FAR Part121-Reserves? | domestic | ja |
| | international | nein |
| Kraftstoffreserve auf Langstrecke | | 5% |

| | |
|----------------------------|---------------|
| Standard: | 100 NM |
| Reserveflugstrecke: | |
| FAR Part 121 | S_{res} |
| domestic | 185200 m |
| international | 407440 m |

| | | | |
|---------------------------------|------------|------------------------|---------------------------------|
| Reserveflugstrecke | S_{res} | 185200 m | |
| Spez.Kraftstoffverbrauch, Reise | SFC_{CR} | 1,98E-05 kg/N/s | typischer Wert: 1,60E-05 kg/N/s |

| | |
|---------------------|--------------|
| Reservezeit: | |
| FAR Part 121 | t_{loiter} |
| domestic | 2700 s |
| international | 1800 s |

| | | |
|----------------------------------|-----------------|------------------------|
| Breguet-Faktor, Reichweite | B_s | 20507714 m |
| Fuel-Fraction, Reiseflug | $M_{ff,CR}$ | 0,805 |
| Fuel-Fraction, Reserveflugstr. | $M_{ff,RES}$ | 0,991 |
| Flugzeit im Warteflug | t_{loiter} | 2700 s |
| Spez.Kraftstoffverbr., Warteflug | SFC_{loiter} | 1,98E-05 kg/N/s |
| Breguet-Faktor, Flugzeit | B_t | 89090 s |
| Fuel-Fraction, Warteflug | $M_{ff,loiter}$ | 0,970 |

| 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 | 0,998 | 0,998 |
| descent | 0,990 | 0,990 |
| landing | 0,992 | 0,992 |

| | | |
|--------------------------------|-----------------|--|
| 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 | $M_{ff,CLB}$ | 0,998 <<<< Tabelle |
| Fuel-Fraction, Sinkflug | $M_{ff,DES}$ | 0,990 <<<< rechts |
| Fuel-Fraction, Landung | $M_{ff,L}$ | 0,992 <<<< |

3.) Dimensionierung

| | | |
|------------------------------|---------------|-------|
| Fuel-Fraction, Standardflug | $M_{ff, std}$ | 0,785 |
| Fuel-Fraction, alle Reserven | $M_{ff, res}$ | 0,950 |
| Fuel-Fraction, gesamt | M_{ff} | 0,746 |
| Kraftstoffmassenanteil | m_F/m_{MTO} | 0,254 |

| | | |
|------------------------------|------------------|--------------|
| Betriebsleermassenverhältnis | m_{OE}/m_{MTO} | 0,580 |
| Betriebsleermassenverhältnis | m_{OE}/m_{MTO} | xxx |
| Betriebsleermassenverhältnis | m_{OE}/m_{MTO} | 0,551 |

| | | |
|-----------------------------|--------------------|----------------|
| Abfrage: Flugzeugtyp | Kurz- / Mittelstr. | ja |
| | Langstrecke | nein |
| Masse: Passagier mit Gepäck | m_{PAX} | 93,0 kg |
| Anzahl der Passagiere | n_{PAX} | 100 |
| Frachtmasse | m_{cargo} | 500 kg |
| Nutzlast | m_{PL} | 9800 kg |

| | | |
|----------------------------------|----------------|---------------------------|
| maximale Abflugmasse | m_{MTO} | 50294 kg |
| maximale Landemasse | m_{ML} | 43001 kg |
| Betriebsleermasse | m_{OE} | 27712 kg |
| Kraftstoffmasse für Standardflug | m_F | 12782 kg |
| Flügelfläche | S_w | 92,4 m² |
| Startschub | T_{TO} | 166186 N |
| Startschub EINES Triebwerks | T_{TO} / n_E | 83093 N |
| Startschub EINES Triebwerks | T_{TO} / n_E | 18679 lb |

| | | |
|---------------------------------|--------------|-----------------------------|
| Kraftstoffmasse, erforderlich | $m_{F, erf}$ | 13528 kg |
| Kraftstoffdichte | ρ_F | 803 kg/m³ |
| Kraftstoffvolumen, erforderlich | $V_{F, erf}$ | 16,8 m³ |

| | | |
|--------------------|-----------|-----------------|
| max. Nutzlast | m_{MPL} | 12760 kg |
| max. Leertankmasse | m_{MZF} | 40472 kg |

| | | |
|--------------------------------|--------------|---------|
| Kraftstoffmasse, alle Reserven | $m_{F, res}$ | 2519 kg |
|--------------------------------|--------------|---------|

| | | | | | |
|---------------------------|--------|----------|---|------------------------|----------|
| Überprüfung der Annahmen: | check: | m_{ML} | > | $m_{MZF} + m_{F, res}$ | ? |
| | | 43001 kg | > | | 42991 kg |

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

<<<< **Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung**

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

9800 kg

50300 kg

43000 kg

27720 kg

12971 kg

92,5 m²

alle Triebwerke zusammen **166322 N**

ein Triebwerk

ein Triebwerk

16,2 m³

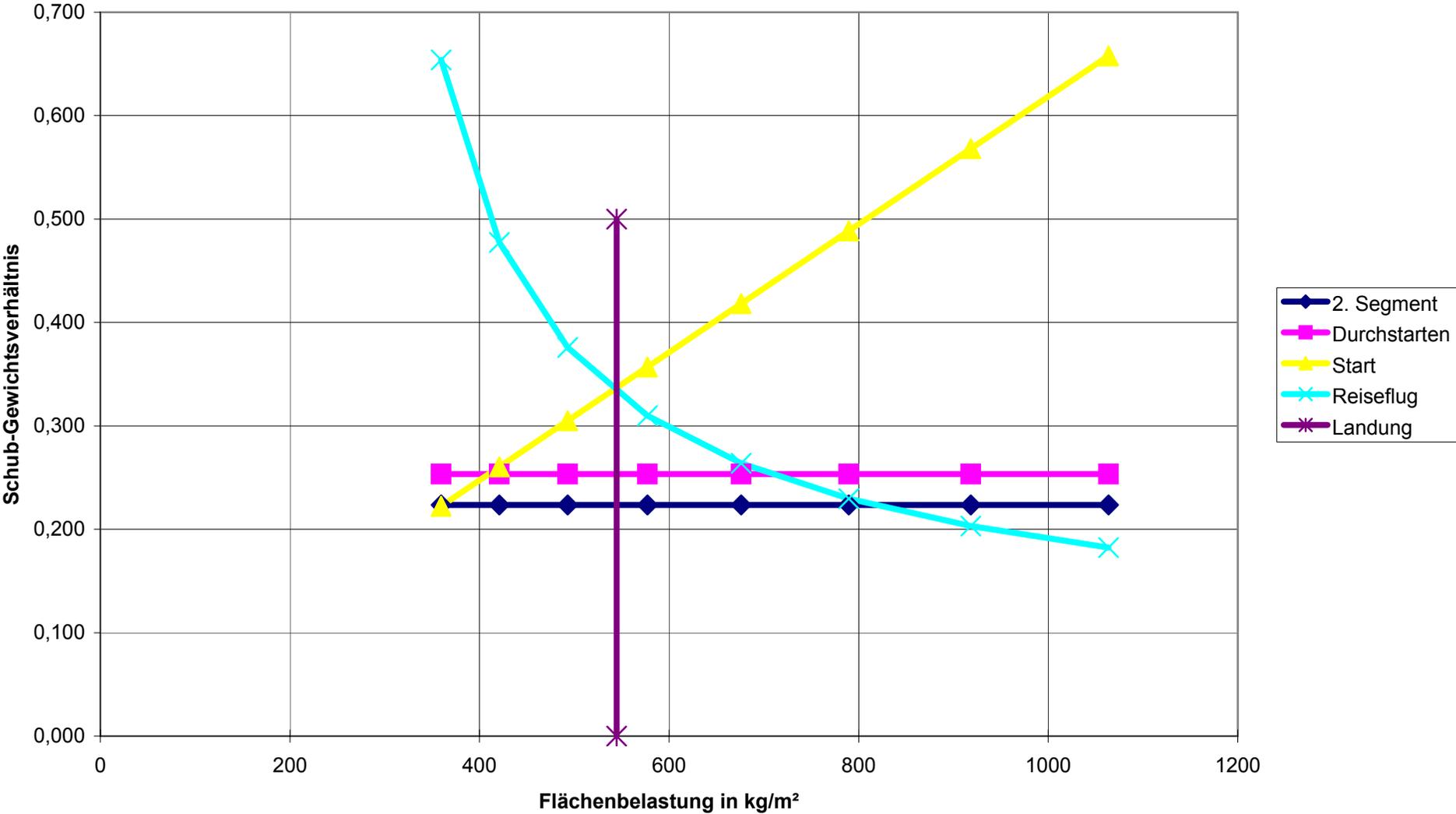
13080 kg

Werte der Embraer ERJ-190

ja

Dimensionierung erfolgreich beendet!

Entwurfsdiagramm



Daten Embraer ERJ-190

| Quelle: | Embraer | Embraer Airport | Pschierer | www.whel.de | gewählt |
|--------------------------------------|--------------|-----------------|-------------|-------------|----------------------------------|
| Parameter | Variante | Spec Sheet | Planning | | Variante LR |
| S_W | | | 92,5 | 92,5 | 89,8 92,5 m ² |
| b | | 28,72 | 28,72 | 28,72 | 28,72 m |
| A | | | 8,10 | 8,92 | 9,19 8,92 - |
| phi_25 | | | | 23,5 | 23,5 ° |
| m_MTO | STD | 47790 | 47790 | 47790 | 47790 kg |
| | LR | 50300 | 50300 | 50303 | 50300 kg |
| | AR | 51800 | 51800 | 51800 | 51800 kg |
| m_ML | STD/LR | 43000 | 43000 | 40007 | 43000 43000 kg |
| | AR | 44000 | 44000 | | 44000 |
| m_MZF | STD/LR | 40800 | 40800 | | 40800 |
| | AR | 40900 | 40900 | | 40900 |
| m_OE | STD/LR | 27720 | 27900 | 28077 | 28080 27720 kg |
| | AR | 27820 | 27900 | 28179 | 27820 kg |
| m_MF | | 12971 | 13000 | 12995 | 13049 12971 kg |
| m_MPL | STD/LR | 13080 | 12900 | 12719 | 12720 13080 kg |
| | AR | | 13000 | | kg |
| M_MO | | 0,82 | | 0,82 | 0,82 - |
| M_CR | | 0,78 | | | 0,78 - |
| range (max) | STD | | | 2200 | NM |
| | AR | | | 2600 | NM |
| | LR | | | 2300 | NM |
| Design Point (LR und AR) | | | | | |
| range | | 2400 | | | 2400 NM |
| m_PL | | 9800 | | | 9800 kg |
| with 100 NM to alternate M_CR = 0,78 | | | | | |
| Pax (max) | | 114 | 106 | 108 | 114 - |
| T_TO | STD/LR | 166322 | | 164400 | 166322 N |
| T_TO | AR | 179807 | | | 179807 N |
| s_TOFL | ISA,SL, MTOW | 2056 | | | 2056 m |
| s_LFL | ISA,SL, MLW | 1323 | | | 1323 m |
| m_MTO/S_W | LR | | 544 | 544 | 560 544 kg/m ² |
| m_OE/m_MTO | LR | 0,580 | | 0,588 | 0,588 0,551 - |
| m_ML/m_MTO | LR | 0,900 | | 0,837 | 0,900 0,855 - |
| T_TO/(m_MTO*g) | LR | 0,355 | | 0,351 | 0,337 - |

| | |
|--|--|
| | Eingabewert in Berechnungsschema |
| | erwarteter Ausgabewert aus Berechnungsschema |
| | inkonsistenter Wert |

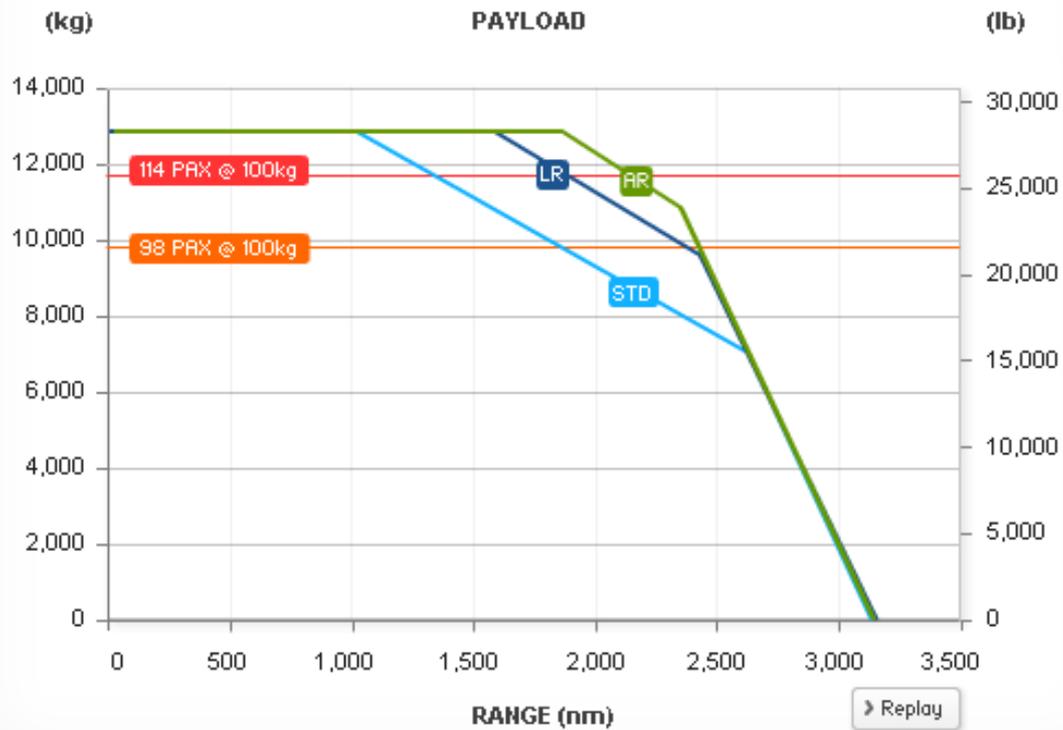
Embraer: http://www.embraercommercialjets.com/english/content/ejets/emb_190.asp

Pschierer: <http://www.civil-aviation.net>

EMBRAER 190

Performance > Payload vs. Range

Short field capability, superior hot and high performance, and 2,400 nm range combine to deliver maximum operational versatility.



ASSUMPTIONS

Cruise at M 0.78; Typical mission reserves, 100 nm Alternate

Aufgabe 2.2

Gegeben:

| | | |
|-----------------|------|----------------|
| C _L | 0,25 | |
| phi | 15 ° | 0,26179939 rad |
| M _{DD} | 0,72 | |
| M* | 1 | |

Eingabewerte nur für die Vergleichsrechnung:

| | |
|----------------|---------------------------|
| M* | 1,135 |
| k _T | 0,127 |
| t | -0,204 |
| u | 0,573 |
| v | 0,065 |
| w | 0,556 |
| k _M | 0,921 conventional (NACA) |

Lösung:

$$\frac{t}{c} = 0.3 \cos \varphi_{25}$$

$$\left\{ \left[1 - \left\{ \frac{5 + M_{DD,eff}^2}{5 + (M^* - 0.25 C_L)^2} \right\}^{3,5} \right] \frac{\sqrt{1 - M_{DD,eff}^2}}{M_{DD,eff}^2} \right\}^{2/3}$$

| | |
|---------------------|-------|
| M _{DD,eff} | 0,708 |
| Wurzel | 0,707 |
| innere { } M*=1,2 | 0,936 |

$$M_{DD,eff} = M_{DD} \sqrt{\cos \varphi_{25}}$$

t/c für M*=1,0 0,1278

Nur eine Vergleichsrechnung:

| | |
|---------------------|--------|
| innere { } M*=1,135 | 0,894 |
| t/c für M*=1,135 | 0,1718 |

$$t / c = k_t \cdot M_{DD}^t \cdot \cos \varphi_{25}^u \cdot c_L^v \cdot k_M^w$$

t/c 0,116

Aufgabe 2.3

Annahme:

Alle Parameter gleich bis auf Zuspitzung λ

t/c ist konstant über der Spannweite und damit $\tau = 1$

Lösung:

Aus Gl. 7.35 ergibt sich dann folgendes Verhältnis:

$$\frac{V_{tank,2}}{V_{tank,1}} = \frac{1 + \lambda_2 + \lambda_2^2}{1 + \lambda_1 + \lambda_1^2} \cdot \frac{(1 + \lambda_1)^2}{(1 + \lambda_2)^2}$$

$$V_{tank,2} = V_{tank,1} \cdot \frac{1 + \lambda_2 + \lambda_2^2}{1 + \lambda_1 + \lambda_1^2} \cdot \frac{(1 + \lambda_1)^2}{(1 + \lambda_2)^2}$$

| | |
|--------------|----------------------|
| λ_1 | 1 |
| λ_2 | 0,2 |
| $V_{tank,1}$ | 1000 l |
| $V_{tank,2}$ | <u><u>1148 l</u></u> |

Aufgabe 2.4

Annahme:

Alle Parameter gleich bis auf Machzahl M

Lösung:

Aus Gl. 7.22 ergibt sich dann folgendes Verhältnis:

$$\frac{C_{D,2}}{C_{D,1}} = \frac{\sqrt{1 - M_1^2}}{\sqrt{1 - M_2^2}}$$

$$C_{D,2} = C_{D,1} \cdot \frac{\sqrt{1 - M_1^2}}{\sqrt{1 - M_2^2}}$$

M_1 0,7

M_2 0,2

C_D1 0,02

C_D2 0,01458

Aufgabe 2.5

Lösung:

$$\tan \varphi_n = \tan \varphi_m - \frac{4}{A} \left[\frac{n - m}{100} \cdot \frac{1 - \lambda}{1 + \lambda} \right]$$

| | | |
|------------|---------------|------------|
| n | 50 % | |
| m | 25 % | |
| lambda | 0,3 | |
| A | 10 | |
| phi_m | 30 ° | 0,5236 rad |
| tan(phi_n) | 0,5235 | |
| phi_n | 0,4823 rad | |
| phi_n | <u>27,6 °</u> | |

Aufgabe 2.6

Teilaufgabe a)

Lösung:

$$C_{N,\beta,F} = -\frac{360}{2 \cdot \pi} \cdot k_N \cdot k_{R,l} \cdot \frac{l_F^2 \cdot d_F}{S_W \cdot b} \quad \text{in 1/rad}$$

$$k_N = 0.01 \cdot \left[0.27 \cdot \frac{x_m}{l_F} - 0.168 \cdot \ln\left(\frac{l_F}{d_F}\right) + 0.416 \right] - 0.0005$$

$$k_{R,l} = 0.46 \cdot \log\left(\frac{Re}{10^{+6}}\right) + 1$$

| | |
|---------|----------------------|
| Re | 1,00E+08 |
| k_RJ | 1,92E+00 |
| x_m/l_F | 0,5 |
| l_F | 37,57 m |
| d_F | 3,95 m |
| k_N | 0,001225816 |
| S_W | 122,6 m ² |
| b | 34,1 m |

C_N,beta,F **-0,179839009 1/rad**

Für z.B. beta = 10° ergibt sich ein C_N,F von: -0,03138783

Teilaufgabe b)

$$C_{N,\beta,F} = -0,01 - \left(0,013 + \frac{0,17}{\Lambda}\right) \cdot C_A^2 + (0,1 + 0,015 \cdot \Lambda) \cdot C_A \cdot \nu - 0,1 \cdot \tan \rho_{25} \cdot C_A^2$$

| | | |
|--------|-------|--------------------|
| Gamma | 9,48 | |
| C_A | 0,28 | |
| nu | 5,1 ° | 0,08901 rad |
| phi_25 | 25 ° | 0,43633 rad |

| | | | |
|------------|-----------------|-------------|--|
| C_N,beta,W | -0,01000 | Summand 1 | Grundsätzlich: stabil |
| | -0,00242 | Summand 2 | ungepfeilter Flügel bereits stabil durch Widerstand durch Auftrieb |
| | 0,00604 | Summand 3 * | V-Form destabilisiert die Gierbewegung |
| | -0,00365852 | Summand 4 | der Pfeilwinkel stabilisiert |
| | <u>-0,01004</u> | Summe | |

* nu muss in rad eingesetzt werden!

Mit Vorzeichendefinition von beta nach DATCOM:

C_N,beta,W **0,01004 1/rad** stabilisierend

Für z.B. beta = 10° ergibt sich ein C_N,W von: 0,00175268

Vergleich von a) und b):

Der Einfluß des Flügels (stabilisierend) ist wie Just behauptet etwa um den Faktor 18 geringer als z.B. der Einfluß des Rumpfs (destabilisierend).

Aufgabe 2.7 (beispielhafte Beantwortung)

Erste Bemerkungen:

Variante 1:

Triebwerke dürfen nicht direkt aneinander (nebeneinander/übereinander) liegen. Eine derartige Anordnung ist praktisch nicht zulässig (Schaufelbruch). Schallabschattung der Triebwerke durch die Seitenleitwerke. Für Variante muss auf ausreichend Abstand zwischen Triebwerken gesorgt werden.

Variante 2:

Schräge Seitenleitwerke machen i.d.R. nur Sinn, wenn Sie auch eine Höhenleitwerksfunktion übernehmen sollen. Dies ist hier aber wohl nicht der Fall. Die Wirksamkeit wäre so (unnötig) auf $\cos(45^\circ)=70\%$ herabgesetzt.

Variante 3:

Eine horizontale Verbindung macht nur Sinn, wenn Sie als Höhenleitwerk genutzt werden soll (oder aus Gründen der Struktur). Dies ist hier aber wohl nicht der Fall. Die Konfiguration hätte so unnötigen Widerstand und Gewicht.

Variante 4:

Bezogen auf die Seitenleitwerke siehe Variante 2. Bezogen auf die Triebwerke siehe Variante 1.

Variante 5:

Bezogen auf die Seitenleitwerke siehe Variante 2. Bezogen auf die Triebwerke siehe Variante 1. Bezogen auf die horizontale Verbindung siehe Variante 3.

Variante 6:

Siehe Variante 5.

Variante 7:

Variante 7 hat gegenüber Variante 1 den Vorteil verbesserter Anströmung der Seitenleitwerke bei hohen Anstellwinkeln (durch hohe Seitenleitwerke). Die Anströmung ist nach CFD-Analysen am BWB jedoch bei Variante 1 ausreichend gut.

Dies gilt für alle Varianten:

Nickmomentenproblematik bei Triebwerken auf dem Rumpf

- a) Flugmechanische Stabilität und Steuerbarkeit: Muss mit und ohne Schub gewährleistet sein. Schub kann daher nicht als Ausgleich für unpassenden Schwerpunkt herhalten.
- b) Problem ist das Rotieren des Flugzeugs beim Start. Dies muss sichergestellt werden und gilt beim BWB bisher als "Show Stopper" (ungelöstes Problem, KO-Kriterium). Grund:
 - i) Geringer Hebelarm des Höhenruders.
 - ii) Höhenruder muss nach oben ausschlagen, für Hochauftrieb hätte man aber zunächst an einen Ausschlag nach unten gedacht (für S-Schlag aber auch eher nach oben). Evtl. kann eine geschickte Ausschlag-Kombination der Ruder an der Hinterkante von Rumpf und Flügel genutzt werden.

Meine favorisierte Lösung: Variante 1

Variante 1 hat gegenüber Variante 7 den Vorteil verminderter Schallabstrahlung zur Seite. Variante 7 hat gegenüber Variante 1 jedoch den Vorteil verbesserter Anströmung der Seitenleitwerke bei hohen Anstellwinkeln. Die Anströmung ist nach CFD-Analysen am BWB jedoch bei 1 ausreichend gut.