



Hochschule für Angewandte
Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences



Mitteilung

Aero_M_Nachentwurf_Do728_08y-03-31.pdf

Von:

Dipl.-Ing. Christian Matalla
Aero – Aircraft Design and Systems Group
Department F+F, HAW Hamburg
Berliner Tor 9, 20099 Hamburg

Tel.: +49.40.42875.7910

Mail: matalla@fzt.haw-hamburg.de

Datum: 2008-03-31

An:

Prof. Dr. Dieter Scholz (info@ProfScholz.de)
Aero – Aircraft Design and Systems Group

Nachentwurf zur Do 728

Inhalt:

| | |
|----------------------------|---|
| Hintergrund | 2 |
| Auslegungsrechnung | 2 |
| Rumpfauslegung | 2 |
| Tragflächenauslegung | 3 |
| Leitwerksauslegung 1 | 3 |
| Massenabschätzung | 3 |
| Zusammenfassung | 3 |
| Anhang A: Tabellen | 4 |

Hintergrund

Die Do 728 wurde als Beispielflugzeug für weitere Aktivitäten in der Lehre von Prof. Scholz gewählt. Dazu soll hier mit diversen Excelberechnungstabellen die Dornier Do 728 nachentworfen werden. Die Grundlage für diesen Nachentwurf bildet das Skript Flugzeugentwurf **Scholz 1999**. An einigen Stellen wurden neue Statistiken erstellt und daraus resultierend neue Dimensionierungsdiagramme. Um die Rechnungen nachzuvollziehen ist das Skript unbedingt von Nöten. Die in dieser Arbeit entstandenen Tabellen und Ergebnisse und Tabellen dienen zur Erstellung des Textes für das Buch.

Die Rechnungen wurden in Excel Tabellen implementiert um die Rechnung zu beschleunigen und somit auch Parametervariationen zu ermöglichen.

Auslegungsrechnung

Die Auslegungsrechnung basiert im Wesentlichen auf der bereits vorhandenen Tabelle von Prof. Scholz. Es wurde eine zusätzliche Statistik zur Ermittlung eines Lehrmassenverhältnisses (m_{OE}/m_{MTO}) angefertigt. Weiterhin wurde eine Tabelle angefertigt die mit den Ergebnissen der Dimensionierung ein Nutzlast-Reichweiten Diagramm erstellt. Zur Ermittlung des spezifischen Kraftstoffverbrauchs bekannte Flugzeuge mit der Hilfe von Geometriedaten und Reichweite wurde eine Tabelle angefertigt sowie zur Ermittlung der Gleitzahl von bekannten Flugzeugen unter Annahme des spezifischen Kraftstoffverbrauchs und der Reichweite.

Rumpfauslegung

Bei der Auslegung von Rumpf und Kabine wurden fast keine Abweichungen zum Script gemacht, außer bei der Berechnung der Schwimmfähigkeit des Rumpfes. Das maximale Volumen was der Rumpf mit offenen Türen verdrängen kann wurde mit folgender Formel abgeschätzt:

$$V_{\max,disp} = l_{Zyl} \cdot S_{segment} + \left[\left(\frac{l_{nose}}{r_{Fuselage}} \cdot h_{door} + \frac{l_{tail}}{r_{Fuselage}} \cdot h_{door} \right) \cdot S_{segment} \cdot \frac{1}{3} \right]$$

Tragflächenauslegung

Für die Auslegung der Tragflächen wurde zunächst eine Statistik zur Flügelpfeilung angefertigt. Mit Hilfe dieser Statistik wurde der Pfeilwinkel der 25% Linie des Tragflügels berechnet. Beim Tragflügel der Do 728 handelt es sich um einen Doppeltrapezflügel. Als Vorgabe werden die Streckungen für die beiden Trapeze, die Flügelfläche, die Steckung und die relative Kinkposition benötigt. Daraus wird unter der Annahme, dass der Flügel eine grade Forderkante aufweist ein Grundriss errechnet und gezeichnet. Weiterhin werden nach den Formeln aus dem Skript die relative Profildicke errechnet, das Tankvolumen, und der Einstellwinkel.

Leitwerksauslegung 1

Die Tabelle zur Leitwerksauslegung basiert auf dem Kapitel 9 der Unterlagen zum Flugzeugentwurf von Prof. Scholz.

Massenabschätzung

Zur Massenabschätzung existieren zwei Tabellen. Einmal die Klass 1 Methode zur Massenabschätzung und die Klass 2 Methode zur Massenabschätzung beide nach Kapitel 10 Flugzeugentwurf **Scholz 1999**.

Zusammenfassung

Alle angesprochenen Tabellen finden sich im Anhang als PDF und in digitaler Form auf dem NAS der Aero Gruppe unter <ftp://141.22.16.29/fe/Do728>

Anhang A: Tabellen

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 SS0!

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 1420 m |
| Anfluggeschwindigkeit | V_{APP} | 64,13 m/s |
| Anfluggeschwindigkeit | V_{APP} | 124,7 kt |

Gegeben: Anfluggeschwindigkeit

| | | |
|-------------------------|-----------|-----------------------|
| Anfluggeschwindigkeit | V_{APP} | nein 0,0 kt |
| Anfluggeschwindigkeit | V_{APP} | 0,0 m/s |
| Sicherheitslandestrecke | S_{LFL} | 0 m |

Landung (Landing)

| | | |
|------------------------------------|-------------------|--------------------------------|
| Sicherheitslandestrecke | S_{LFL} | 1420 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 | $C_{L,max,L}$ | 2,85 |
| Massenverhältnis, Landung-Start | m_{ML} / m_{TO} | 0,92 |
| Flächebelastung bei Landemasse | m_{ML} / S_W | 433,03 kg/m ² |
| Flächebelastung bei Startmasse | m_{MTO} / S_W | 470,17 kg/m² |

<<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung

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

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

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

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

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

1.) Dimensionierung

'''ML' '''MTO

Start (Take-Off)

| | | |
|------------------------------------|--|------------------|
| Sicherheitsstartstrecke | s_{TOFL} | 1463 m |
| Starttemperatur über ISA (288,15K) | ΔT_{TO} | 0 K |
| Dichteverhältnis | σ | 1,000 |
| Faktor | k_{TO} | 2,34 m³/kg |
| Erfahrungswert für $C_{L,max,TO}$ | $0,8 \cdot C_{L,max,L}$ | 2,28 |
| max. Auftriebsbeiwert, Start | $C_{L,max,TO}$ | 2,3 |
| Geradensteigung | a | 6,9541E-04 m²/kg |
| Schub-Gewichtsverhältnis | $T_{TO}/m_{MTO} \cdot g$ bei m_{MTO}/S_W der Landung | 0,327 |

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

2. Segment

Berechnung der Gleitzahl

| | | |
|-------------------------------------|--|--------|
| Streckung | A | 9,81 |
| Auftriebsbeiwert, Start | $C_{L,TO}$ | 1,60 |
| Nullwiderstandsbeiwert, clean | $C_{D,0}$ (bei Berechnung: 2. Segment) | 0,020 |
| Nullwiderstandsbeiwert, durch Flaps | $\Delta C_{D,flap}$ | 0,0249 |
| Nullwiderstandsbeiwert, durch Slats | $\Delta C_{D,slat}$ | 0,000 |
| Profilwiderstandsbeiwert | $C_{D,P}$ | 0,0500 |
| Oswald-Faktor; mit Klappenausschlag | e | 0,700 |
| Gleitzahl in Startkonfiguration | E_{TO} | 9,493 |

| 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 | $T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$ | 0,259 |

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

1.) Dimensionierung

Durchstarten (Missed Approach)

Berechnung der Gleitzahl

| | | |
|--|--|-------------|
| Auftriebsbeiwert, Landung | $C_{L,L}$ | 1,69 |
| Nullwiderstandsbeiwert, clean | $C_{D,0}$ (bei Berechnung: Durchstarten) | 0,020 |
| Nullwiderstandsbeiwert, durch Flaps | $\Delta C_{D,flap}$ | 0,029 |
| 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 | $C_{D,P}$ | 0,065 |
| Gleitzahl in Landekonfiguration | E_L | 8,57 |

Berechnung des Schub-Gewichts-Verhältni:

| | | |
|--------------------------|----------------------------|--------------|
| Steiggradient | $\sin(\gamma)$ | 0,021 |
| Schub-Gewichtsverhältnis | $T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$ | 0,254 |

| | | |
|---------------------|-------------------|-------------|
| | 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 | 14,917 |

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 | 15,8 | <<<< Auswahl treffen gemäß Aufgabenstellung |
| Oberflächenverhältnis | S_{wet} / S_w | 6,2 | $S_{\text{wet}} / S_w = 6,0 \dots 6,2$ |
| Streckung | A | 9,81 (aus Teil 1) | |
| max. Gleitzahl | E_{\max} | 19,87 | |
| | oder | | |
| max. Gleitzahl | E_{\max} gewählt | 19,75 | <<<< 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 | 5,00 |
| max. Gleitzahl, Reiseflug | E_{max} | 19,75 (aus Teil 2) |
| Streckung | A | 9,81 (aus Teil 1) |
| Oswald-Faktor, clean | e | 0,85 |
| Nullwiderstandsbeiwert | $C_{D,0}$ | 0,017 |
| Auftriebsbeiw. bei E_{max} | $C_{L,m}$ | 0,663 |
| 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 | 0,663 |
| E | 19,750 |

Jet, Theorie, Optimum: 1,316074013

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

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

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 | 0,589 | 0,086 | 101325 | 2917 | 0,259 | 0,254 | 2,03 | 0,09 | |
| 1 | 3281 | 0,555 | 0,091 | 89873 | 2588 | 0,259 | 0,254 | 1,80 | 0,09 | |
| 2 | 6562 | 0,522 | 0,097 | 79493 | 2289 | 0,259 | 0,254 | 1,59 | 0,10 | |
| 3 | 9843 | 0,489 | 0,104 | 70105 | 2018 | 0,259 | 0,254 | 1,40 | 0,10 | |
| 4 | 13124 | 0,456 | 0,111 | 61636 | 1775 | 0,259 | 0,254 | 1,23 | 0,11 | |
| 5 | 16405 | 0,423 | 0,120 | 54015 | 1555 | 0,259 | 0,254 | 1,08 | 0,12 | |
| 6 | 19686 | 0,389 | 0,130 | 47176 | 1358 | 0,259 | 0,254 | 0,94 | 0,13 | |
| 7 | 22967 | 0,356 | 0,142 | 41056 | 1182 | 0,259 | 0,254 | 0,82 | 0,14 | |
| 8 | 26248 | 0,323 | 0,157 | 35595 | 1025 | 0,259 | 0,254 | 0,71 | 0,16 | |
| 9 | 29529 | 0,290 | 0,175 | 30737 | 885 | 0,259 | 0,254 | 0,62 | 0,17 | |
| 10 | 32810 | 0,257 | 0,197 | 26431 | 761 | 0,259 | 0,254 | 0,53 | 0,20 | |
| 11 | 36091 | 0,223 | 0,227 | 22627 | 651 | 0,259 | 0,254 | 0,45 | 0,23 | |
| 12 | 39372 | 0,190 | 0,266 | 19316 | 556 | 0,259 | 0,254 | 0,39 | 0,27 | |
| 13 | 42653 | 0,157 | 0,323 | 16498 | 475 | 0,259 | 0,254 | 0,33 | 0,32 | |
| 14 | 45934 | 0,124 | 0,409 | 14091 | 406 | 0,259 | 0,254 | 0,28 | 0,41 | |
| 15 | 49215 | 0,091 | 0,559 | 12035 | 347 | 0,259 | 0,254 | 0,24 | 0,56 | |
| | | | | | 470 | | | | | 0 |
| | | | | | 470 | | | | | 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 | 470 kg/m² |
| Schub-Gewichtsverhältnis | $T_{TO} / (m_{MTO} * g)$ | 0,325 |
| Schubverhältnis | $(T_{CR} / T_{TO})_{CR}$ | 0,156 |
| Umrechnungsfaktor | m -> ft | 0,305 m/ft |
| Reise Flughöhe | h_{CR} | 13033 m |
| Reise Flughöhe | h_{CR} | 42760 ft |
| Temperatur, Troposphäre | $T_{Troposphäre}$ | 203,43 K |
| Temperatur, h_{CR} | $T(h_{CR})$ | 216,65 |
| Schallgeschwindigkeit, h_{CR} | a | 295 m/s |
| Reise fluggeschwindigkeit | V_{CR} | 230,19 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 | 3750 NM |
| Auslegungsreichweite | R | 6945000 m |
| Flugstrecke zum Ausweichplatz | $S_{to_alternate}$ | 87 NM |
| Flugstrecke zum Ausweichplatz | $S_{to_alternate}$ | 161124 m |
| Abfrage: FAR Part121-Reserves? | domestic | ja |
| | international | nein |
| Kraftstoffreserve auf Langstrecke | | 5% |

Reserveflugstrecke:

| FAR Part 121 | S_{res} |
|---------------|-----------|
| domestic | 161124 m |
| international | 508374 m |

| | | |
|---------------------------------|------------|------------------------|
| Reserveflugstrecke | S_{res} | 161124 m |
| Spez.Kraftstoffverbrauch, Reise | SFC_{CR} | 1,58E-05 kg/N/s |

typischer Wert: 1,60E-05 kg/N/s

| | | |
|--------------------------------|--------------|------------|
| Breguet-Faktor, Reichweite | B_s | 29331166 m |
| Fuel-Fraction, Reiseflug | $M_{ff,CR}$ | 0,789 |
| Fuel-Fraction, Reserveflugstr. | $M_{ff,RES}$ | 0,995 |

Reservezeit:

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

19,75
230,190993

| | | |
|----------------------------------|-----------------|------------------------|
| Flugzeit im Warteflug | t_{loiter} | 2700 s |
| Spez.Kraftstoffverbr., Warteflug | SFC_{loiter} | 1,58E-05 kg/N/s |
| Breguet-Faktor, Flugzeit | B_t | 127421 s |
| Fuel-Fraction, Warteflug | $M_{ff,loiter}$ | 0,979 |

| | | |
|--------------------------------|-----------------|--|
| 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 | $M_{ff, std}$ | 0,756 |
| Fuel-Fraction, alle Reserven | $M_{ff, res}$ | 0,945 |
| Fuel-Fraction, gesamt | M_{ff} | 0,714 |
| Kraftstoffmassenanteil | m_F/m_{MTO} | 0,286100 |

| | | |
|------------------------------|------------------|--------------|
| Betriebsleermassenverhältnis | m_{OE}/m_{MTO} | 0,568 |
| Betriebsleermassenverhältnis | m_{OE}/m_{MTO} | xxx |
| Betriebsleermassenverhältnis | m_{OE}/m_{MTO} | 0,618 |

nach Loftin

nach Statistik (falls gegeben)

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

| | | |
|-----------------------------|-----------------------------------|--------------------------|
| Abfrage: Flugzeugtyp | Kurz- / Mittelstr. Langstrecke | ja nein |
| Masse: Passagier mit Gepäck | m_{PAX} | 93,0 kg |
| Anzahl der Passagiere | n_{PAX} | 70 |
| Frachtmasse | m_{cargo} | 2044 kg |
| Nutzlast | m_{PL} | 8554,00 kg |
| Nutzlast gewählt | m_{PL} | 3355,00 kg |

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

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

| | | |
|----------------------------------|----------------|----------------------------|
| maximale Abflugmasse | m_{MTO} | 34984 kg |
| maximale Landemasse | m_{ML} | 32221 kg |
| Betriebsleermasse | m_{OE} | 21620 kg |
| Kraftstoffmasse für Standardflug | m_F | 10009 kg |
| Flügelfläche | S_w | 74,43 m² |
| Startschub | T_{TO} | 111539,0 N |
| Startschub EINES Triebwerks | T_{TO} / n_E | 55770 N |
| Startschub EINES Triebwerks | T_{TO} / n_E | 12537 lb |

alle Triebwerke zusammen

ein Triebwerk

ein Triebwerk

| | | |
|---------------------------------|--------------|---------------------------|
| Kraftstoffmasse, erforderlich | $m_{F, erf}$ | 10506 kg |
| Kraftstoffdichte | ρ_F | 800 kg/m ³ |
| Kraftstoffvolumen, erforderlich | $V_{F, erf}$ | 13,1 m³ |

(später zu vergleichen mit der Tankgeometrie)

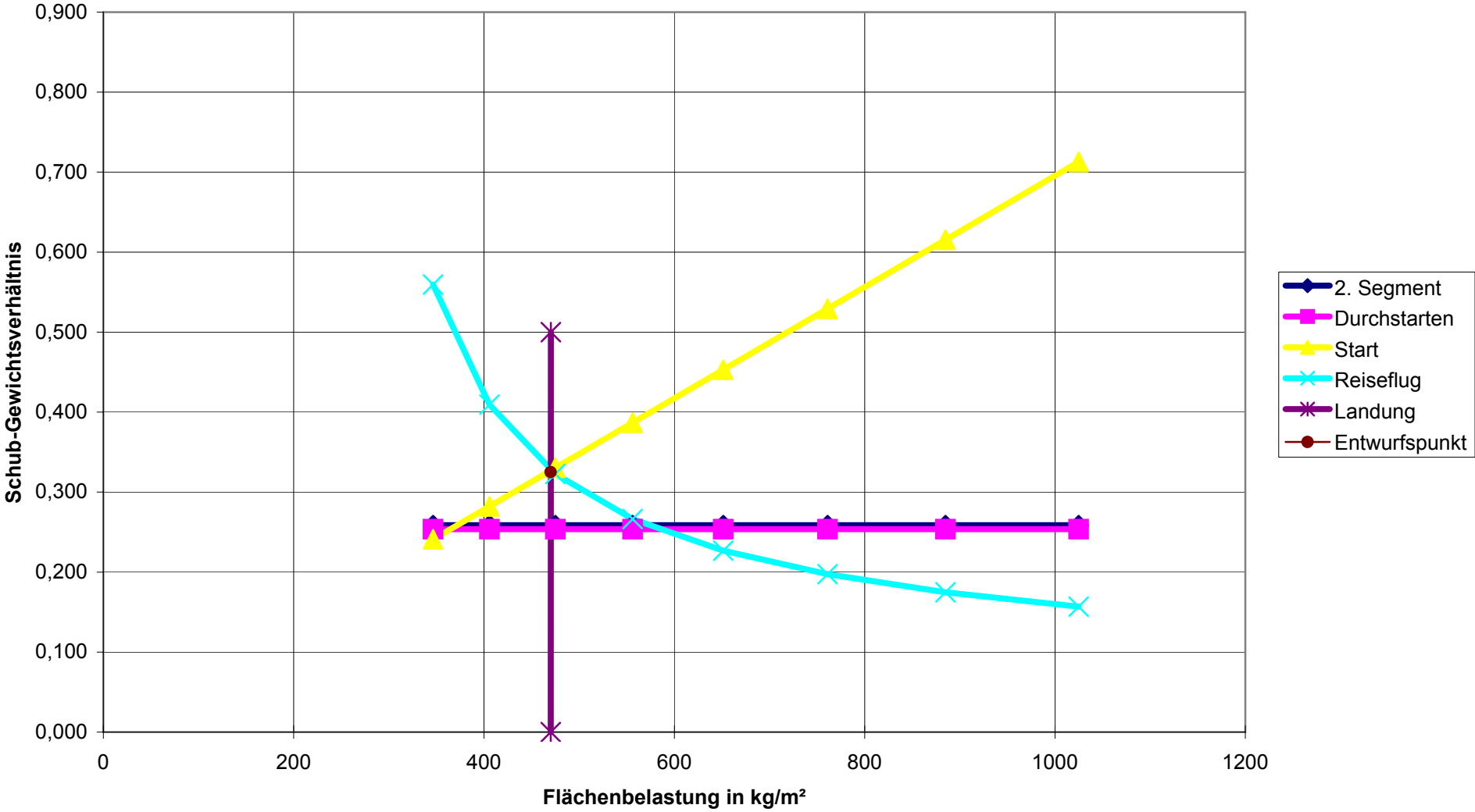
| | | |
|--------------------------------|--------------|----------------|
| max. Nutzlast | m_{MPL} | 8554 kg |
| max. Leertankmasse | m_{MZF} | 30174 kg |
| Kraftstoffmasse, alle Reserven | $m_{F, res}$ | 1936 kg |

| | | | | | |
|---------------------------|--------|----------|---|------------------------|---|
| Überprüfung der Annahmen: | check: | m_{ML} | > | $m_{MZF} + m_{F, res}$ | ? |
| | | 32221 kg | > | 32111 kg | |

ja

Dimensionierung erfolgreich beendet!

Entwurfsdiagramm



Input Data
Solution

| | | | |
|----------------------|------------------|-----------------------|---|
| Number of PAX | n_{PAX} | 80 | |
| Number Seats abreast | n_{SACalc} | 5 | |
| Number Seats abreast | n_{SA} | 5 | $0 < n_{SA} < 13$ |
| Number of Aisles | n_{AI} | 1 | |
| Seatlayout Economy: | | | |
| nSA bench 1 | n_{sb1} | 3 | |
| nSA bench 2 | n_{sb2} | 2 | |
| nSA bench 3 | n_{sb3} | 0 | |
| Aisle width | aw | 20 in | |
| Seat width | sw | 19 in | |
| Rest width | rw | 1,5 in | |
| bench width 1 | wb1 | 63 in | |
| bench width 2 | wb2 | 42,5 in | |
| bench width 3 | wb3 | 0 in | |
| Seat pitch | sp | 30 in | |
| Cabin width | $d_{F,I}$ | 3,24 m | |
| Fuselage diameter | $D_{f,O}$ | 3,47 m | |
| Cabin length factor | k_{CABIN} | 1,10 m | $K_{Cabin}=1,1m$ [Raymer 89] |
| Cabin length | l_{CABIN} | 17,6 m | |
| Nose Length | l_{bug} | 5,55 m | |
| tail length | l_{heck} | 10,41 m | |
| Fuselage Length | l_F | 27,15 m | |
| tail angle | Φ | 18,4 ° | |
| Cabin area | S_{CABIN} | 57,02 m | |
| Galley factor | k_{Galley} | 23,00 m ² | $K_{Galley}=23m^2$ [Markwardt 98a] |
| Galley area | S_{GALLEY} | 2,34 m ² | |
| Number of lavatory | n_{LA} | 2 | |
| Lavatory area | $S_{LAVATORY}$ | 1,20 m ² | $S_{LAVATORY}=1,03 - 1,2m^2$ |
| Wardrobe area | $S_{WARDROBE}$ | 2,31 m ² | |
| Aisle area | S_{AISLE} | 8,94 m ² | |
| Seat area | S_{SEAT} | 32,67 m ² | |
| Additional area | $S_{ADDITIONAL}$ | 8,26 m ² | |
| Cabin Area needed | $S_{CABIN,erf}$ | 56,92 m ² | |
| Fitting Test | | Fitts | |
| Cargo Compartment | | | |
| Max Payload | m_{MPL} | 8554 kg | |
| Passenger mass | m_{PAX} | 79,4 kg | $m_{PAX}=79,4$ |
| Baggage per PAX | m_{BPAX} | 13,6 kg | $m_{BPAX}= 13,6$ (SR) - 18,1 kg (LR) |
| Baggage mass | $m_{BAGGAGE}$ | 1088 | |
| Baggage density | $\rho_{BAGGAGE}$ | 170 kg/m ³ | $\rho_{BAGGAGE} 170kg/m^3$ [Torenbeek 88] |
| Baggage volume | $V_{BAGGAGE}$ | 6,40 m ³ | |
| Cargo mass | m_{CARGO} | 1114 kg | |
| Cargo density | ρ_{CARGO} | 160 kg/m ³ | $\rho_{Cargo} 160kg/m^3$ [Torenbeek 88] |

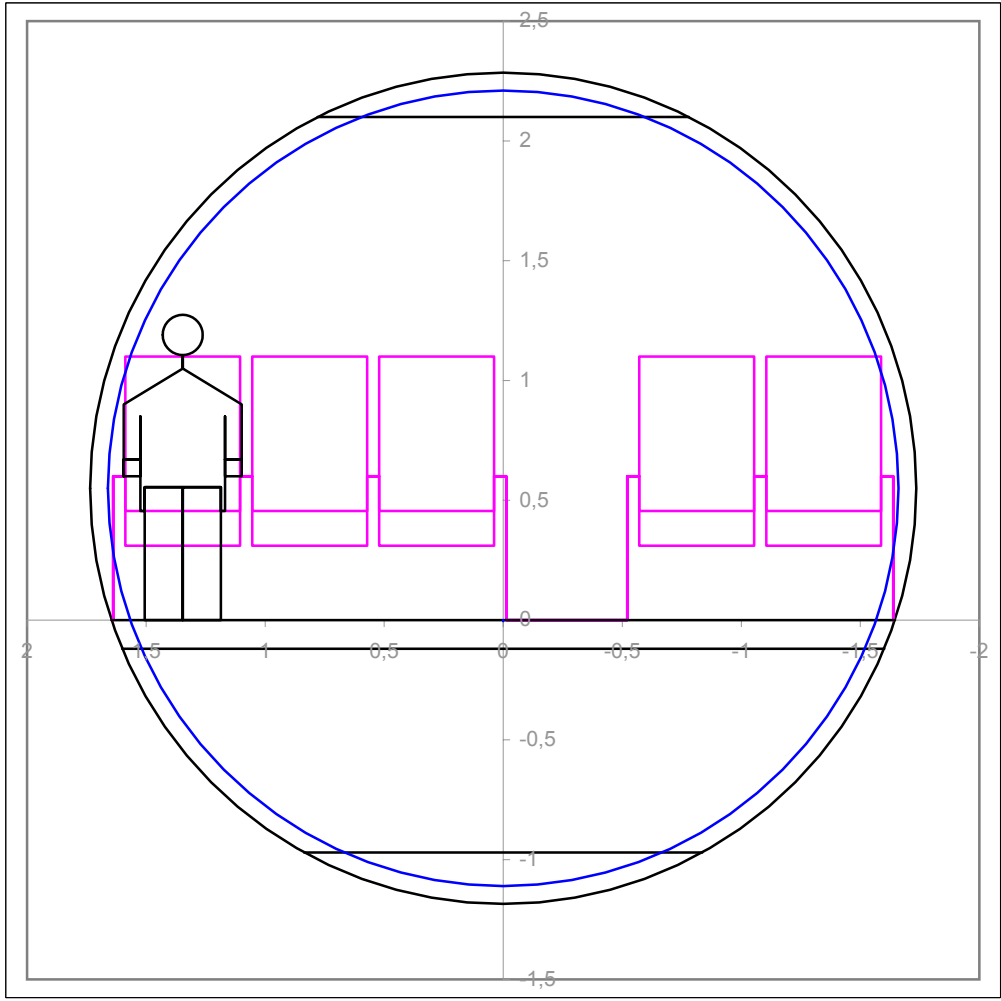
| | | | |
|------------------|------------------------|----------------------|---|
| Cargo Volume | V_{CARGO} | 6,96 m ³ | |
| VOHS/PAX | $V_{\text{OHS/PAX}}$ | 0,05 m ³ | $V_{\text{OHS/PAX}} = 0.05 \dots 0.065 \text{ m}^3$ |
| VOHS | V_{OHS} | 4,00 m ³ | |
| Min Cargo Volume | V_{CARGOmin} | 9,36 m ³ | |
| Cxargo Factor | k_{CARGO} | 0,35 | $k_{\text{CARGO}} = 0,35 \text{ (SR)}$ - |
| SCARGO | S_{CARGO} | 1,72 m ² | Area of the fuselage cross section for cargo |
| Corgo Volume | $V_{\text{CARGOCOMP}}$ | 16,35 m ³ | |

Fitts

| | | | |
|------------------------|-----------------------------|------------------------|--|
| Schwimmfähigkeit | | | |
| Max Takeoff mass | m_{MTO} | 35200 kg | |
| Water densiti | ρ_{WATER} | 1000 kg/m ³ | |
| Volume displacement | $V_{\text{disp,Needed}}$ | 35,2 m ³ | |
| Kreissegment | | | |
| Dor Higth | h_{TUER} | 1,23 m | |
| Öffnungswinkel | $A_{\text{CIRCLE,SEGMENT}}$ | 146,2 ° | |
| Surface Circle Segment | $S_{\text{KREISSEGMENT}}$ | 3,00 m ² | |
| Length of Cylindric | l_{ZYLINDER} | 11,19 m | |
| Volume max disp | $V_{\text{max,disp}}$ | 44,79 m ³ | |

Swimms whith open doors

$$V_{\text{max,disp}} = l_{\text{Zyl}} \cdot S_{\text{segment}} + \left[\left(\frac{l_{\text{nose}}}{r_{\text{Fuselage}}} \cdot h_{\text{door}} + \frac{l_{\text{tail}}}{r_{\text{Fuselage}}} \cdot h_{\text{door}} \right) \cdot S_{\text{segment}} \cdot \frac{1}{3} \right]$$



| Input data | | |
|-------------------------|--------|-------------------|
| Results | | |
| Mcr | 0,78 | - |
| d _f | 3,47 | [m] |
| A | 9,81 | [-] |
| φ _{le} | 24,79 | [°] |
| φ ₂₅ | 22,00 | [°] |
| φ ₅₀ | 19,10 | [°] |
| φ _{te} | 12,98 | [°] |
| λ _{opt} | 0,204 | [-] |
| λ _i | 0,6575 | [-] |
| λ _o | 0,4200 | [-] |
| λ | 0,2762 | [-] |
| S | 75,0 | [m ²] |
| η _k | 0,37 | [-] |
| b | 27,12 | [m] |
| Doppeltrapez | | |
| c _r | 4,44 | [m] |
| c _k | 2,92 | [m] |
| c _t | 1,23 | [m] |
| y _k | 5,02 | [m] |
| b _k | 3,28 | [m] |
| S _{cdt} | 15,41 | [m ²] |
| S _{idt} | 24,17 | [m ²] |
| S _{odt} | 35,43 | [m ²] |
| S _{dt} | 75,00 | [m ²] |
| c _{MAC,cdt} | 4,44 | [m] |
| c _{MAC,idt} | 3,73 | [m] |
| c _{MAC,odt} | 2,19 | [m] |
| c _{MAC,dt} | 3,15 | [m] |
| y _{MAC/b/2dti} | 0,50 | [-] |
| y _{MACidt} | 0,87 | [m] |
| y _{MAC/b/2dte} | 0,47 | [-] |
| y _{MACcdt} | 3,26 | [m] |
| y _{MAC/b/2dto} | 0,43 | [-] |
| y _{MACodt} | 8,71 | [m] |
| y _{MAC,dt} | 5,06 | [m] |
| b _c | 3,47 | [m] |
| b _i | 6,57 | [m] |
| b _o | 17,09 | [m] |
| A _c | 0,78 | [-] |
| A _i | 1,78 | [-] |
| A _o | 8,24 | [-] |

| | | |
|----------------------|---------|-------------------|
| M _{DD} | 0,82 | - |
| M _{DD,eff} | 0,790 | - |
| C _L | 0,665 | - |
| k _M | 1,25 | - |
| φ _{25,c} | 0,00 | ° |
| φ _{25,i} | 19,09 | ° |
| φ _{25,o} | 22,41 | ° |
| (t/c) _r | 0,127 | - |
| (t/c) _k | 0,120 | - |
| (t/c) _{MAC} | 0,1175 | - |
| (t/c) _t | 0,1172 | - |
| τ _c | 1,00 | - |
| τ _i | 0,945 | - |
| τ _o | 0,978 | - |
| V _{tank,c} | 3,51 | m ³ |
| V _{tank,i} | 4,54 | m ³ |
| V _{tank,o} | 3,74 | m ³ |
| V _{tank} | 11,79 | m ³ |
| ρ _{JetA1} | 0,80 | kg/m ³ |
| m _{MF} | 14740 | kg |
| C _{Lα} | 6,4367 | rad |
| C _{Lα} | 0,11234 | ° |
| α ₀ | -3,00 | |
| i _W | 4,12 | ° |

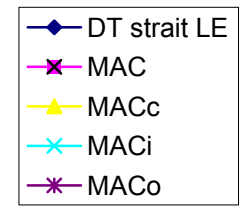
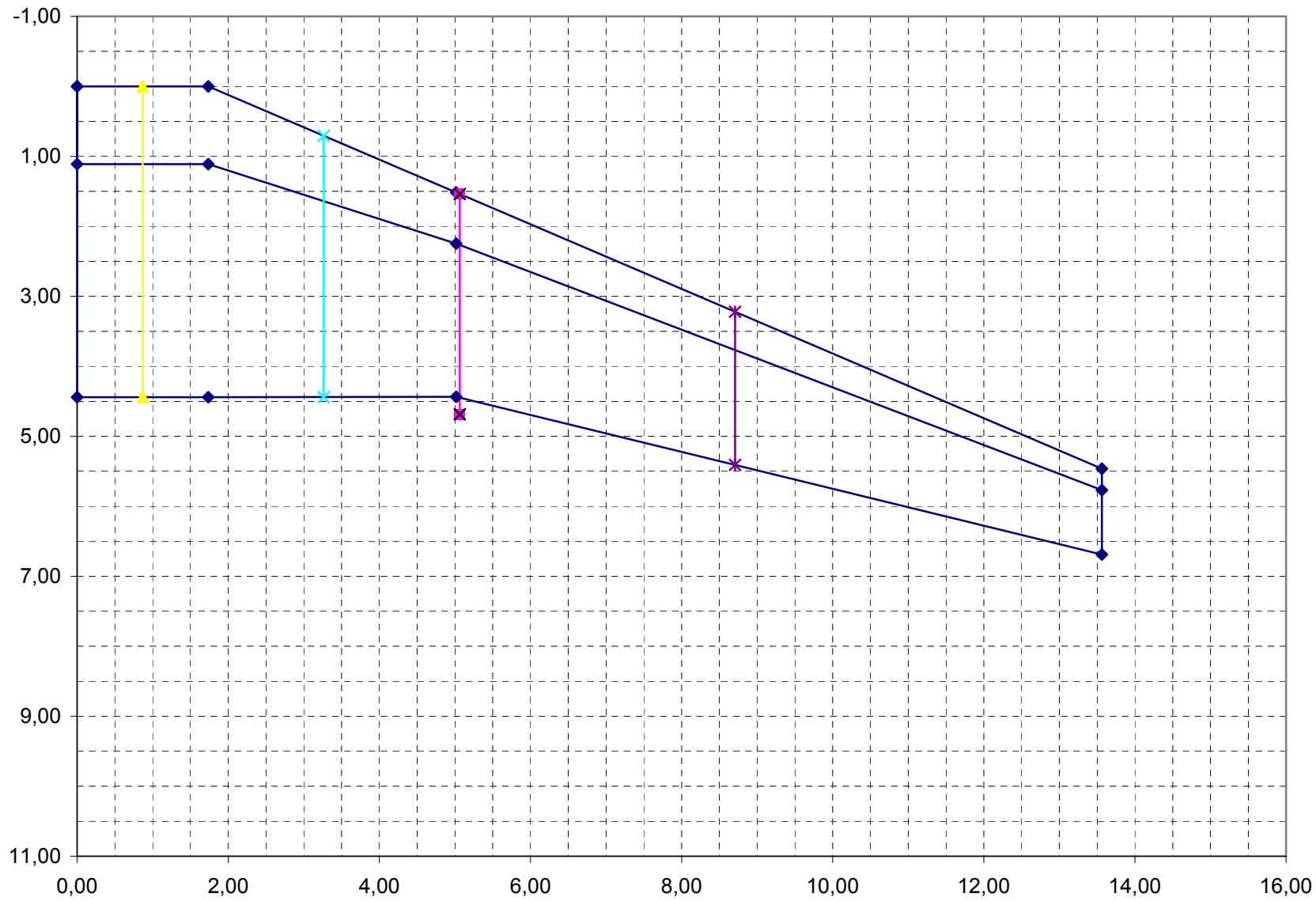
from Capter 5

k_M = 1.0 für Profile der NACA-6-Serie

k_M = 1.1 für ältere superkritische Profile

k_M = 1.2 für neuere superkritische Profile

ρ_{JetA1} = 0,8 kg/m³



| Input Data | | |
|---------------------|-----------------|---------------------|
| Solutions | | |
| Wing Sweep | Φ_{25W} | 22 ° |
| Sweep Increase | | 5 ° |
| Sweep HTP | Φ_{25HTP} | 27 ° |
| Sweep VTP | Φ_{25VTP} | 35 ° |
| Wing Area | S_W | 75 m ² |
| Wing Span | b | 27,12 m |
| MAC | c_{MAC} | 3,19 m |
| Fuselage Length | l_F | 27,3 m |
| Faktor HTP | k_{HTP} | 0,5 |
| Horizontal Tail Arm | l_H | 13,65 m |
| Factor VTP | k_{VTP} | 0,45 |
| Vertical Tail Arm | l_V | 12,29 m |
| HTP Volume | c_H | 1 - |
| VTP Volume | c_V | 0,09 - |
| HTP Area | S_H | 17,5 m ² |
| VTP Area | S_V | 14,9 m ² |
| | AHTP | 5 |
| | AVTP | 2 |
| | λ_{HTP} | 0,36 |
| | λ_{VTP} | 0,38 |
| | bHTP | 9,36 m |
| | crHTP | 2,75 m |
| | ctHTP | 0,99 m |
| | $\Phi_{LE,HTP}$ | 31,12 ° |
| | $\Phi_{50,HTP}$ | 22,56 ° |
| | $\Phi_{te,HTP}$ | 12,80 ° |
| | bVTP | 3,86 |
| | crVTP | 5,59 |
| | ctVTP | 2,13 |
| | $\Phi_{LE,VTP}$ | 39,09 |
| | $\Phi_{50,VTP}$ | 30,45 |
| | $\Phi_{te,VTP}$ | 19,96 |

For high speed aircraft 35 ... 55°
from Chapter 5

| | HLW | SLW | | |
|----------------|--------------|------------|------------|------------|
| | A | λ | A | λ |
| Normalleitwerk | 3.00 .. 5.00 | 0.3 .. 0.6 | 1.3 .. 2.0 | 0.3 .. 0.6 |
| T-Leitwerk | 3.00 .. 5.00 | 0.3 .. 0.6 | 0.7 .. 1.2 | 0.6 .. 1.0 |

| | |
|---------------|-----------------------|
| mMTO | 35245 kg |
| cr | 4,51 m |
| ck | 2,93 m |
| ct | 1,23 m |
| yk | 5,02 m |
| dF | 3,56 m |
| IF | 27,30 m |
| λ_F | 7,67 - |
| sw | 75,80 m ² |
| Sexposed,W | 121,48 m ² |
| Swet,F | 253,86 m ² |
| SH | 14,50 m ² |
| SV | 12,30 m ² |
| Sexposed,tail | 53,6 m ² |
| TTO | 111333 N |
| μ | 5,00 - |
| g | 9,81 m/s ² |
| mE.ges | 2097,20 kg |
| mE.ges | 2093,57 kg |
| | 2439 kg |

| | Factor | reference figure | | Mass |
|----------|--------|--------------------|-----------------------|-------------|
| | | Name | Value | |
| Wing | 49 | S _{exp} | 121,48 m ² | 5952,68 kg |
| Fuselage | 24 | S _{wet} | 253,86 m ² | 6092,60 kg |
| Empenage | 27 | S _{exp} | 53,60 m ² | 1447,20 kg |
| Nosegear | 0,006 | m _{MTO} | 35245,00 kg | 211,47 kg |
| Maingaar | 0,037 | m _{MTO} | 35245,00 kg | 1304,07 kg |
| Engine | 1,3 | m _{E.ges} | 2400,00 kg | 3120,00 kg |
| Systems | 0,17 | m _{MTO} | 35245,00 kg | 5991,65 kg |
| mOE | | | | 24119,66 kg |

| | |
|---------|-------------|
| mF/mmt0 | 0,286 - |
| MF | 10080,07 kg |
| MPI | 3380 kg |
| mMTOC1 | 37579,73 kg |

Raymer 2006 gl. 10.4
Statistik Matalla 2007

| | | |
|------------------|-----------------------|---|
| nlim | 2,5 - | |
| nult | 3,75 - | |
| mMTO | 35245 kg | fron Capter 5 |
| mOE | 21781 kg | fron Capter 5 |
| mF | 10584 kg | fron Capter 5 |
| mMPL | 8554 kg | |
| Mff | 0,745 - | |
| mF/mMTO | 0,255 - | |
| mPL | 3380 kg | |
| mMZf | 30335 kg | |
| phi50 | 19,05 ° | |
| bref | 1,905 m | 1,905 |
| b | 27,13 m | |
| bs | 28,70 m | |
| tr/cr | 0,127 - | |
| cr | 4,50 m | |
| tr | 0,57 m | |
| bs/tr | 50,22 - | freitragend 40; Abgestützt 70 |
| Sw | 75,00 m ² | |
| Mcr | 0,78 - | |
| Md | 0,87 - | |
| aFL250 | 307,67 m/s | |
| $\sigma^{(1/2)}$ | 0,66942 - | |
| VD | 179,2 m/s | |
| IF | 27,15 m | |
| IH/IF | 0,55 - | |
| IH | 14,93 m | |
| lbug | 5,55 m | |
| lheck | 10,41 m | |
| IFzyl | 11,19 m | |
| dF | 3,47 m | |
| Sfwet | 211,20 m ² | |
| kH | 1,10 | feste flosse 1,0; trimmbare flosse 1,1 |
| Φ_{50HTP} | 22,56 ° | |
| SH | 14,50 m ² | |
| zh | 0,00 m | |
| SV | 12,30 m ² | |
| bV | 3,50 m | |
| kV | 1,00 | |
| Φ_{50VTP} | 30,45 ° | |
| TTO | 111318 N | |
| nE | 2 - | |
| kE | 1,15 | faktor für Strahltriebwerk |
| kthr | 1,18 | Faktor für Schubumkehr |
| mE,ges | 2726,4 kg | |
| kEquip | 0,14 | |
| kF/C | 0,88 | |
| kLG | 1,00 | fore low wing AC 1,00 and high Wing AC 1,08 |

| Koeffizienten für die Berechnung der Fahrwerksmassen | | | | |
|--|------|-------|-------|----------|
| | ALG | BLG | CLG | DLG |
| Nosegear | 9,1 | 0,082 | | 2,97E-06 |
| Maingear | 18,1 | 0,131 | 0,019 | 2,23E-05 |

| | |
|---------|------------|
| mw/mMZf | 0,11509 - |
| mw | 3491,2 kg |
| mFus | 3004,9 kg |
| mH | 274,9 kg |
| mV | 212,4 kg |
| mNLG | 239,7 kg |
| mMLG | 1172,3 kg |
| mN | 737,6 kg |
| mE,inst | 3699,7 kg |
| mSYS | 5660,8 kg |
| mOE1 | 18493,5 kg |
| mMTO | 29360,4 kg |
| mmzf2 | 27047,5 |

| | |
|----------|------------|
| mMTO2 | 29360,4 kg |
| mw/mMZf2 | 0,11509 - |
| mw | 3112,9 kg |
| mFus | 3004,9 kg |
| mH | 274,9 kg |
| mV | 212,4 kg |
| mNLG | 239,7 kg |
| mMLG | 1172,3 kg |
| mN | 737,6 kg |
| mE,inst | 3699,7 kg |
| mSYS | 4753,7 kg |
| mOE2 | 17208,0 kg |
| mMTO | 27634,9 kg |
| mmzf | 25762,0 kg |

| | |
|----------|------------|
| mMTO3 | 27634,9 kg |
| mw/mMTO3 | 0,11509 - |
| mw | 2964,9 kg |
| mFus | 3004,9 kg |
| mH | 274,9 kg |
| mV | 212,4 kg |
| mNLG | 239,7 kg |
| mMLG | 1172,3 kg |
| mN | 737,58 kg |
| mE,inst | 3699,72 kg |
| mSYS | 4486,64 kg |
| mOE3 | 16793,0 kg |
| mMTO | 27077,9 kg |
| mmzf | 25347,0 kg |

| | |
|----------|------------|
| mMTO4 | 27077,9 kg |
| mw/mMTO4 | 0,12146 - |
| mw | 3078,7 kg |
| mFus | 3004,9 kg |
| mH | 274,91 kg |
| mV | 212,4 kg |
| mNLG | 239,7 kg |
| mMLG | 1172,3 kg |
| mN | 737,58 kg |
| mE,inst | 3699,72 kg |
| mSYS | 4400,33 kg |
| mOE4 | 16820,5 kg |
| mMTO | 27077,9 kg |