



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 m ³ /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 m ² /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	$S_{wet} / S_w = 6,0 \dots 6,2$
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

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

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

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

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

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

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]	$T_{TO} / m_{MTO} \cdot g$				
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
Reiseflughöhe	h_{CR}	13033 m
Reiseflughöhe	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
Reisefluggeschwindigkeit	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

Reservezeit:

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

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

19,75
230,190993

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)

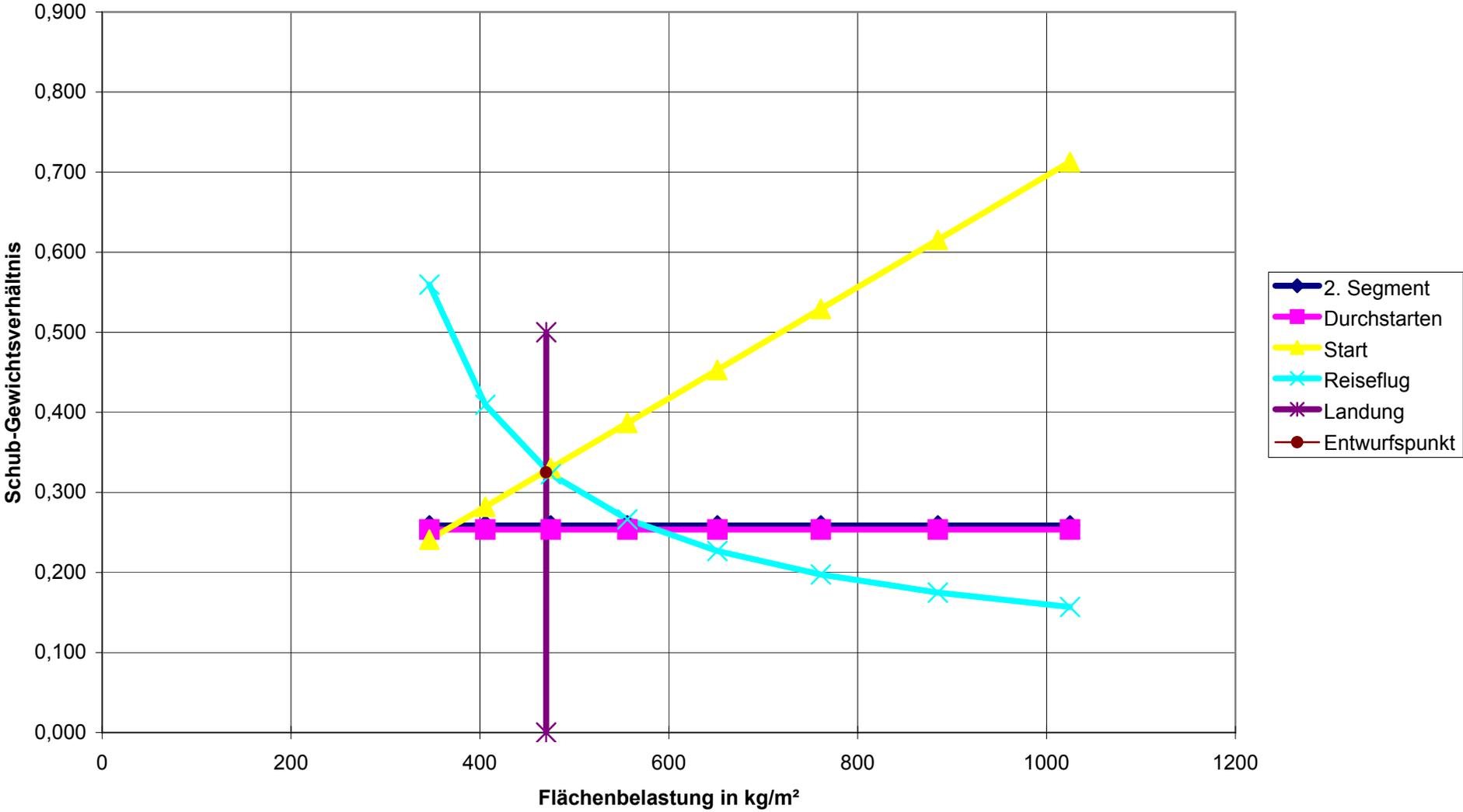
max. Nutzlast	m_{MPL}	8554 kg
max. Leertankmasse	m_{MZF}	30174 kg
Kraftstoffmasse, alle Reserven	$m_{F, res}$	1936 kg

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]

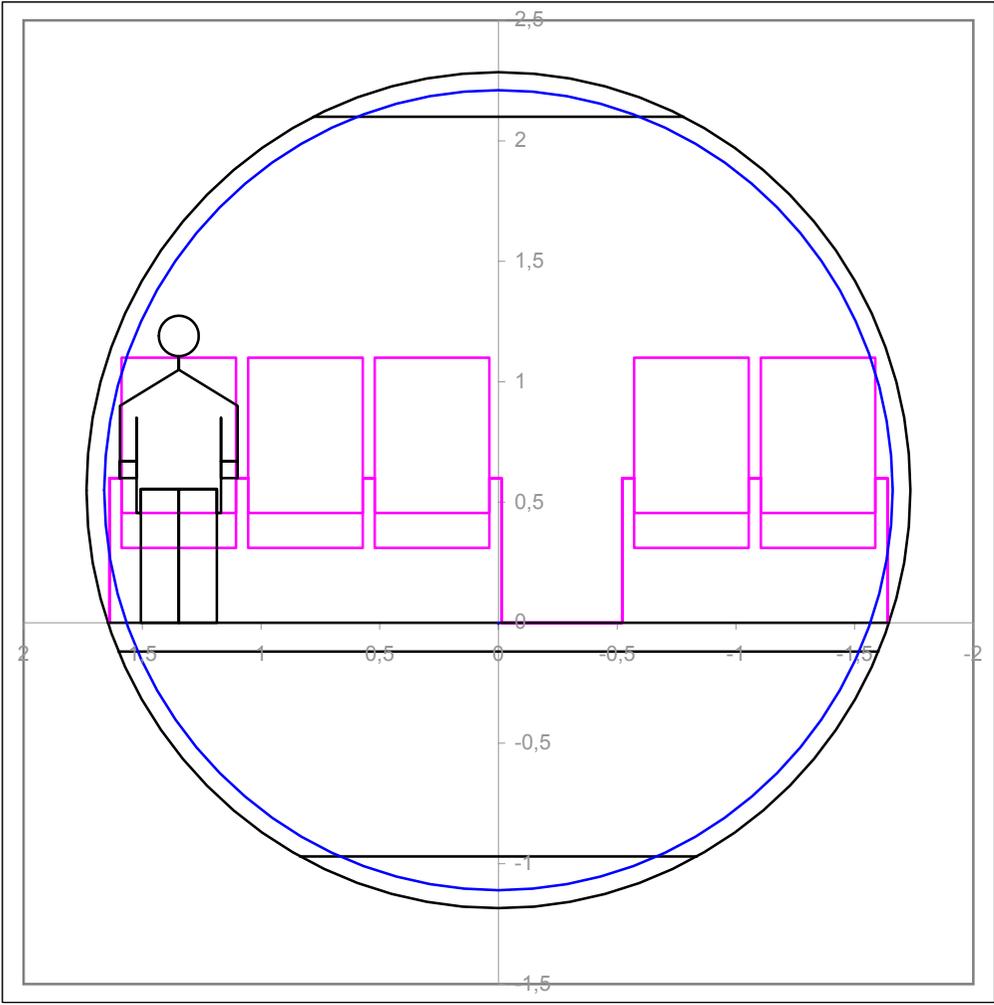
Cargo Volume	V_{CARGO}	6,96 m ³	
VOHS/PAX	$V_{\text{OHS/PAX}}$	0,05 m ³	$V_{\text{OHS/PAX}} = 0.05 \dots 0.065 \text{ m}^3$
VOHS	V_{OHS}	4,00 m ³	
Min Cargo Volume	V_{CARGOmin}	9,36 m ³	
Cxargo Factor	k_{CARGO}	0,35	$k_{\text{CARGO}} = 0,35 \text{ (SR)}$ -
SCARGO	S_{CARGO}	1,72 m ²	Area of the fuselage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

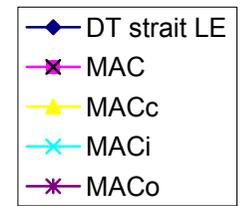
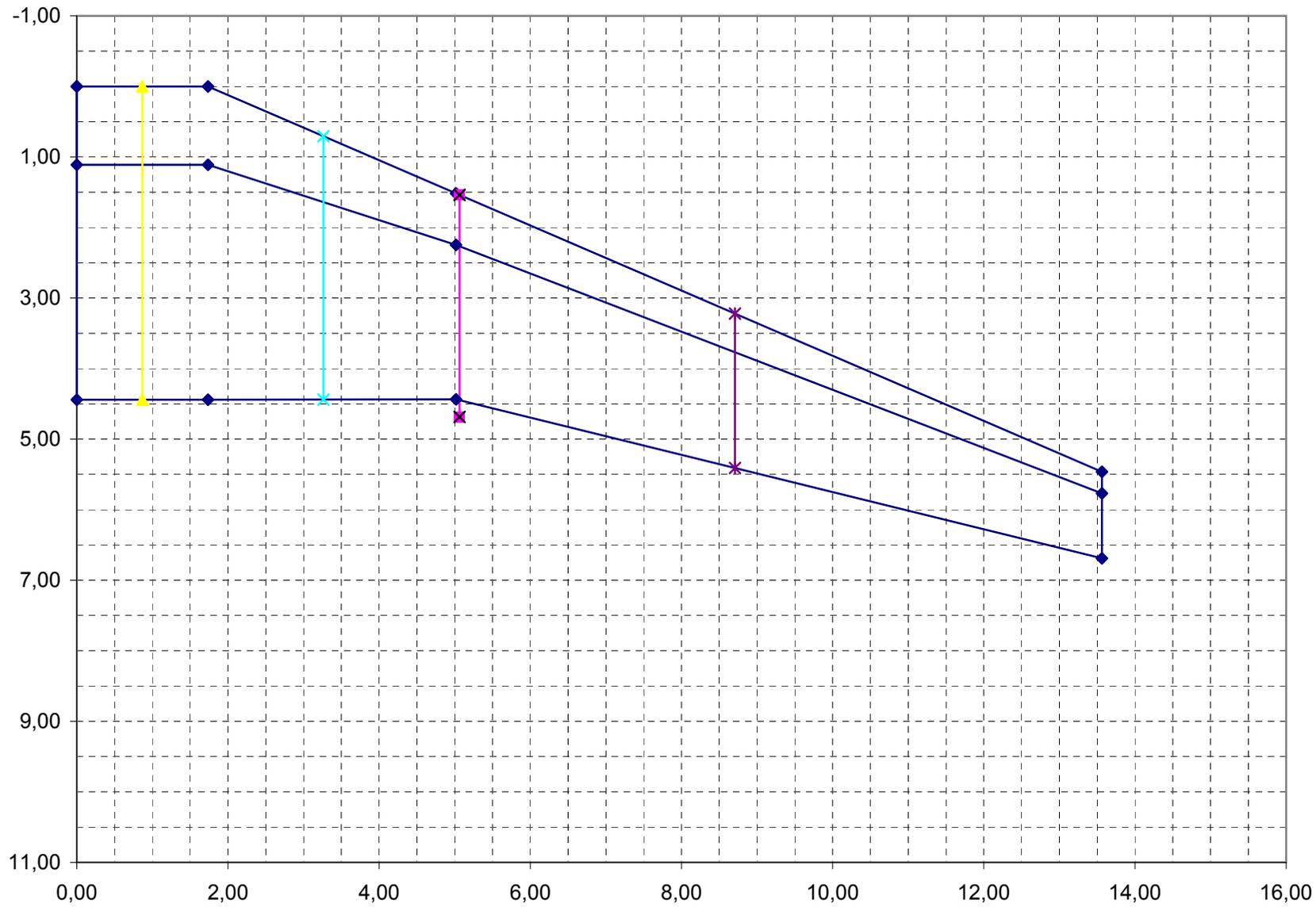
from Capter 5

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
Maingaer	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