



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Projekt

Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau

Masse- und Schwerpunktrechnungen im Flugzeugentwurf mit PreSTo

Verfasser: Marcin Bazydło

Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME
Tutor: Dipl.-Ing. Philippe Montarnal

11.07.2010



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Fakultät Technik und Informatik
Department Fahrzeugtechnik + Flugzeugbau
Berliner Tor 9
20099 Hamburg

Verfasser: Marcin Bazydło
Abgabedatum: 11.07.2010

Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME
Tutor: Dipl.-Ing. Philippe Montarnal

Kurzreferat

Diese Projektarbeit beschreibt die Integration von Masse- und Schwerpunktberechnungen im Flugzeugentwurf mit PreSTo. PreSTo (Preliminary Sizing Tool) ist das Tool zur Dimensionierung von konventionellen Flugzeugen im Unterschallbereich. Es ist mit Microsoft Excel 2003 erstellt. PreSTo wurde entwickelt, um schnell neue Projekte zu berechnen. Es ist ein schnelles und nutzerfreundliches Werkzeug, mit dem man ein Projekt bewerten und Haupteigenschaften abschätzen kann. Für Masseauslegungen werden drei verschiedene Methoden verwendet. Zwei von ihnen (RoskamV und Raymer 89) sind die Class I Methoden. Torenbeek 88 ist die Class II Methode. Class I Methoden sind einfacher und brauchen weniger Parameter als Class II Methoden. Sind aber ungenauer. In der neuen Version von PreSTo kann der Nutzer wählen, welche Methode verwendet werden soll. Danach soll er nur das Referenzflugzeug wählen (für RoskamV Methode), den Flugzeugtyp (für Raymer 89) und kann die Ergebnisse einlesen. Wenn die Class II Torenbeek Methode gewählt wurde, man muss mehr Parameter eingeben, die Ergebnisse sind aber genauer. Der Schwerpunkt für die Betriebsleermasse ist nach dem Skript zur Vorlesung Flugzeugentwurf der HAW Hamburg berechnet. Dort wird auch angegeben, wie die Flügelposition festzulegen ist. In einem weiteren Teil der Arbeit wurde auch die CG-Travel-Tabelle aus einer vorherigen Projektarbeit in PreSTo integriert. Diese Tabelle enthält die Schwerpunktverschiebungsberechnung bei Beladung des Flugzeugs, das sogenannte Kartoffelkurvendiagramm. Um alle Berechnungen in dieser Tabelle per Hand zu machen, bräuchte man viel Zeit. Deswegen wurden die Berechnungen automatisiert. Die ganze Tabelle wurde nach dem Look & Feel von PreSTo eingearbeitet. Bei der Entwicklung wurden auch der Aspekt der Nutzerfreundlichkeit und ein klarer Quellcode für die Weiterentwicklung beachtet.



DEPARTMENT FAHRZEUGTECHNIK UND FLUGZEUGBAU

Masse- und Schwerpunktberechnungen im Flugzeugentwurf mit PreSTo

Aufgabenstellung zum *Projekt* gemäß Prüfungsordnung

Hintergrund

PreSTo (Preliminary Sizing Tool) ist eine Tabellenkalkulation auf Basis der Vorlesung "Flugzeugentwurf" von Prof. Scholz an der HAW Hamburg. Der Benutzer wird schrittweise durch den Flugzeugvorentwurf geführt, wobei die gestellten Anforderungen an das Flugzeug systematisch abgefragt und bearbeitet werden. Ein Teil des Flugzeugvorentwurfs ist auch die Abschätzung der Masse und die Berechnung der Lage des Flugzeugschwerpunktes. Um den Flugzeugschwerpunkt in Bezug auf den Flügel richtig zu platzieren, muss der Flügel evtl. zum Rumpf noch verschoben und korrekt platziert werden.

Aufgabe

Aufgabe ist die Programmierung ausgewählter Algorithmen zur Abschätzung der Massen der Flugzeughauptbaugruppen mit einer Tabellenkalkulation (Excel / CALC) in PreSTo. Weiterhin ist Aufgabe die Berechnung des Flugzeugschwerpunktes und die korrekte Anordnung des Flügels. Im Detail sind folgende Punkte zu bearbeiten:

- Masseaufteilung (nach ROSKAM) basierend auf der abgeschätzten Betriebsleermasse aus der Flugzeugdimensionierung.
- Class 1 Methode zur Masseschätzung (nach RAYMER) mit verbesserten Faktoren aus der Projektarbeit von André Freitag. Siehe: <http://Bibliothek.ProfScholz.de>.
- Class 2 Methode zur Masseschätzung (nach TORENBEK) Siehe: FE-Skript.
- Berechnung des Schwerpunktes.
- Berechnung der notwendigen Verschiebung des Flügels.
- Einarbeitung der Berechnungen in das Look & Feel von PreSTo.
- Darstellung der "Schwerpunktwanderung bei Passagierflugzeugen" in PreSTo (Diagramm, mit "Kartoffelkurven", Kraftstoffvektor, und Frachtvektoren) gemäß der Projektarbeit von Nicolas Detalle. Siehe: <http://Bibliothek.ProfScholz.de>.

Die Ergebnisse sollen in einem Bericht dokumentiert werden. Bei der Erstellung des Berichtes sind die entsprechenden DIN-Normen zu beachten.

Inhalt

	Seite
Verzeichnis der Bilder.....	6
Verzeichnis der Tabellen.....	7
Liste der Symbole.....	8
Liste der Abkürzungen.....	10
Verzeichnis der Begriffe und Definitionen.....	11
1 Einleitung	12
1.1 Motivation.....	12
1.2 Literaturübersicht.....	12
1.3 Aufbau der Arbeit.....	13
2 Massenberechnung	14
2.1 <i>Class I</i> RoskamV Methode.....	15
2.2 <i>Class I</i> Raymer89 Methode.....	17
2.3 <i>Class II</i> Torenbeek88 Methode.....	19
3 Schwerpunkts- und Flügellageberechnung	24
4 Darstellung der Ergebnisse	29
5 Erforderlicher Schwerpunktsbereich	30
6 Zusammenfassung	31
Literaturverzeichnis	32
Anhang A Bilder aus PreSTo <i>Mass and CG</i>-Tabelle	33
Anhang B <i>ChoseTorenbeek88Methode</i> Makroquellcode	37
Anhang C Beladungsdiagramm in PreSTo	38

Verzeichnis der Bilder

Bild 2.1	Hauptknöpfe in <i>Mass and CG</i> -Tabelle.....	14
Bild 2.2	Interface für RoskamV Methode in PreSTo.....	19
Bild 2.3	VBA <i>Do-Loop-While</i> -Schleife die Flügelmasse nach Torenbeek88 berechnet 20	
Bild 3.1	Die Lage der Schwerpunkte von Massengruppen. (Scholz 1999).....	25
Bild 3.2	Geometrisches Berechnungsschema für Gleichung (3.2).....	26
Bild 3.3	Geometrisches Berechnungsschema für Gleichung (3.5).....	27
Bild A.1	Hauptknöpfe in PreSTo.....	33
Bild A.2	RoskamV Methodeinterface in PreSTo.....	33
Bild A.3	Raymer89 Methodeinterface in PreSTo.....	34
Bild A.4	Torenbeek88 Methodeinterface Teil 1 in PreSTo.....	34
Bild A.5	Torenbeek88 Methodeinterface Teil 2 in PreSTo.....	35
Bild A.6	Schwerpunktberechnungsinterface in PreSTo.....	35
Bild A.7	Ergebnisinterface in PreSTo.....	36
Bild C.1	Beladungsdiagramm aus PreSTo.....	38

Verzeichnis der Tabellen

Tabelle 2.1	Massengruppen. (Scholz 1999).....	14
Tabelle 2.2	Komponentenmassenaufteilungentabelle. (RoskamV 1989).....	15
Tabelle 2.3	Rechenschema für die <i>Class I</i> Massenprognose basierend auf Daten aus Scholz 1999 mit Parametern nach Freitag 2006	17
Tabelle 2.4	Die sichere Lastvielfachenwerten für <i>normal</i> und <i>commuter category aeroplane</i> nach JAR-23 sowie Flugzeuge nach JAR-25 (Scholz 1999) 20	
Tabelle 2.5	Tabelle mit Korrekturfaktoren integriert in PreSTo für Rumpfmassen- auslegung (Zellen AB109:AF113).....	21
Tabelle 2.6	Tabelle mit Koeffizienten für die Berechnung der Fahrwerksmasse (Torenbeek 1988).....	22
Tabelle 4.1	Massenhauptgruppen und Massenbegriffe nach (DIN9020) Teil 1 zitiert nach (Scholz 1999).....	29

Liste der Symbole

BPR	Nebenstromverhältnis
b	Spanweite
b_{ref}	Referenzwert
b_S	strukturelle Spanweite
c_k	Profiltiefe am Kink
c_r	Profiltiefe am Rumpf
c_t	Profiltiefe an der Spitze
d_F	Rumpfdurchmesser
g	Erdbeschleunigung
h_F	maximale Rumpfhöhe
k	Koeffizient
l_F	Länge des Rumpfes
l_H	Hebelarm des Höhenleitwerks
m_W	Flügelmasse
m_F	Rumpfmasse
m_H	Masse des Höhenleitwerks
m_V	Masse des Seitenleitwerks
m_{LG}	Fahrwerksmasse
$m_{LG,N}$	Masse des Bugfahrwerks
$m_{LG,M}$	Masse des Hauptfahrwerks
m_N	Masse aller Triebwerksgondeln zusammen
m_E	Masse eines Triebwerks
$m_{E,inst}$	Masse der installierten Triebwerke
m_{SYS}	Masse der Systeme
m_{ME}	Hersteller-Leermasse
m_{MTO}	Maximale Startmasse
m_{FG}	Masse der Rumpfgruppe
m_{WG}	Masse der Flügelgruppe
m_{OE}	Betriebsleermasse
$m_{komponent}$	Masse von einzeln Flugzeuelement
n_{lim}	sichere Lastvielfache
n_{ult}	Bruchlastfaktor
P_F	Rumpfumfang
S	Fläche
$S_{exposed}$	ausgesetzte Oberfläche
$S_{F,wet}$	Fläche des Rumpfes
T_{TO}	Startschub
V_D	Sturzgeschwindigkeit äquivalenter Fluggeschwindigkeit
x	Abstand
x_{CG}	Abstand zwischen Referenzstelle z.B. Flugzeugnase und Schwerpunkt der Einzelteile
z_H	senkrechter Abstand von der Wurzel des Seitenleitwerks bis zu der Stelle wo das Höhenleitwerk am Seitenleitwerk befestigt ist

Griechische Symbole

φ_0	Pfeilwinkel der LEMAC
φ_{50}	Pfeilwinkel der 50%MAC
λ_F	Schlankheitsgrad des Rumpfes

Indizes

H	Höhenleitwerk
V	Seitenleitwerk
MAC	mittlere aerodynamische Profiltiefe

Liste der Abkürzungen

CG	Schwerpunkt (Center of gravity)
DIN	Deutsche Insitut für Normung
EAS	äquivalente Fluggeschwindigkeit (Equivalent air speed)
LEMAC	Vorderkante von mittlere aerodynamische Profiltiefe (Leading edge mean aerodynamic chord)
MAC	mittlere aerodynamische Profiltiefe (Mean aerodynamic chord)
TL	Turbinen-Luftstrahltriebwerk
VBA	Visual Basic for Application – Computersprache
ZTL	Zweistrom-Turbinen-Luftstrahltriebwerk

Verzeichnis der Begriffe und Definitionen

Das Beladungsdiagramm

Das Beladungsdiagramm enthält den zulässigen Bereich für eine Kombinationen aus Flugzeugmasse und Schwerpunktlage. Eingezeichnet in das Beladediagramm ist auch die Wanderung des Schwerpunktes beim Beladen und Entladen. Das Beladediagramm wird sowohl im Flugbetrieb als auch im Flugzeugentwurf genutzt.

Bild unter erklärt das Modell zum Einstieg der Passagiere in das Flugzeug. Startpunkt im Diagramm sind das OEW und der Schwerpunkt des OEW. Es wird angenommen, daß die Passagiere zunächst die Fensterplätze belegen (A C). Wenn die Fensterplätze gefüllt sind, werden die Plätze neben den Fensterplätzen gefüllt (C D) und danach die Plätze zum Gang (D E). Falls zunächst die hinteren Fensterplätze belegt werden, so wandern Gewicht und Schwerpunkt im Diagramm über die rechte Kurve nach oben, also z.B. bei den Fensterplätzen über (A B₂ C). Werden zunächst die vorderen Fensterplätze belegt, so wird die linke Kurve beschriftet (A B₁ C).

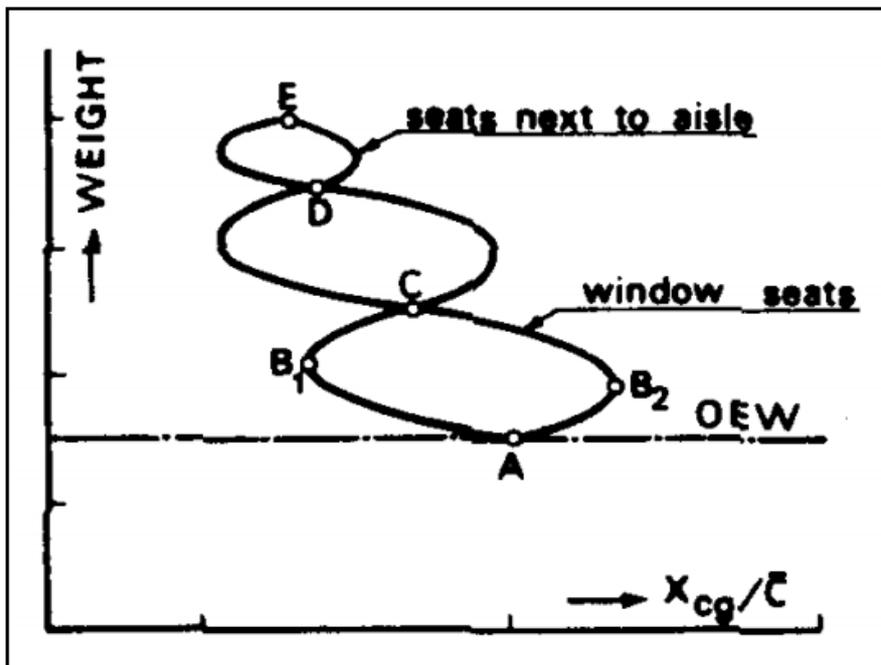


Bild Beladungsdiagramm (Torenbeek 1988) zitiert nach (Scholz 1999)

MAC

Die mittlere aerodynamische Flügeltiefe MAC (Mean Aerodynamic Chord) ist die Tiefe eines Flügels, an der sich der aerodynamische Schwerpunkt befindet. Bei einem Rechteckflügel ist die geometrische Flügeltiefe auch gleichzeitig die mittlere aerodynamische Flügeltiefe. (Luthra 2009)

1 Einleitung

1.1 Motivation

Das Tool PreSTo wurde entwickelt, um schnell die Ergebnisse für Nachentwurf oder neue Flugzeugentwicklung zu bekommen. Dieses Werkzeug hat einen sehr großen Lern- und Erkenntniswert. Der Nutzer kann die Parameter schnell variieren um ihre Wirkung auf Flugzeugeigenschaften festzustellen. Mit diesem Tool ist auch möglich, die Originaldaten von existierten Flugzeugen mit Prognoseergebnissen zu vergleichen. PreSTo kann sehr große Lerneffekte haben.

Massenprognose und Schwerpunktauslegung ist eine der wichtigsten Teile des Flugzeugentwurfs. Ich fand es auch sehr interessant, die Wirkung von verschiedenen Parametern auf diese Eigenschaften zu beobachten. Der Nutzer braucht keine spezielle Vorbereitung, um PreSTo zu verwenden. Dieses Tool wurde unkompliziert und nutzerfreundlich geschrieben und funktioniert auf einer populären Plattform.

Das Tool PreSTo wird im Rahmen des Forschungsprojektes *Grüner Frachter* verwendet.

1.2 Literaturübersicht

Berechnungen in *Mass and CG*-Tabelle sind auf **Scholz 1999** basierend. Dieses Skript enthält den ganzen Entwicklungsweg. Die Entwicklungsschritte sind durch die Kapitel geteilt. Kapitel 10 betrifft die Masse- und Schwerpunktsberechnung auf verschiedene Arten und Weisen.

Daten über Massenaufteilungen von verschiedenen existierenden Flugzeugmodellen wurden aus **Roskam V** entnommen. Die Tabellen mit Massenaufteilungen finden sich in Appendix A statt. Die verbesserten Koeffizienten für die Raymer89 Methode wurden aus **Freitag 2006** genommen. Diese Arbeit betrifft die empirische Suche nach Massenaufteilungskoeffizienten, die besser zu neuen Flugzeugen passen.

Detalle 2010 enthält die Beschreibung der Prinzipien und Berechnungsmethode von Schwerpunktverschiebungen während der Beladung und der Betankung des Flugzeugs. Diese Arbeit war hilfreich, um die *CG-Travel*-Tabelle zu integrieren.

1.3 Aufbau der Arbeit

- Abschnitt 2** beschreibt die Massenberechnungsmethoden, die in PreSTo integriert wurden. Es enthält drei Unterkapitel für jede Methode.
- Abschnitt 3** beschreibt die Schwerpunktsberechnung und die Flügelauslegung nach **Scholz 1999**.
- Abschnitt 4** erklärt Funktionsweise der Darstellung der Ergebnisse.
- Abschnitt 5** beschreibt die Integration der *CG-Travel*-Tabelle in PreSTo
- Anhang A** enthält die Bilder der PreSTo *Mass and CG*-Tabelle
- Anhang B** enthält den Makroquellcode der *ChoseTorenbeekMethode* als Beispiel von Makros, welche den Hauptknöpfen zugewiesen sind.
- Anhang C** enthält das beispielhafte Beladungsdiagramm, welches in PreSTo generiert ist.

2 Massenberechnung

PreSTo stellt drei verschiedene Methoden für die Massenberechnung zur Verfügung. Das sind zwei *Class I* Methoden – RoskamV und Raymer89 und eine *Class II* Methode – Torenbeek88. Der Nutzer kann eine von ihnen wählen, um die Ergebnisse zu bekommen. Wahl ist bei sogenannten Hauptknöpfen in *Mass and CG* Tabelle realisiert.

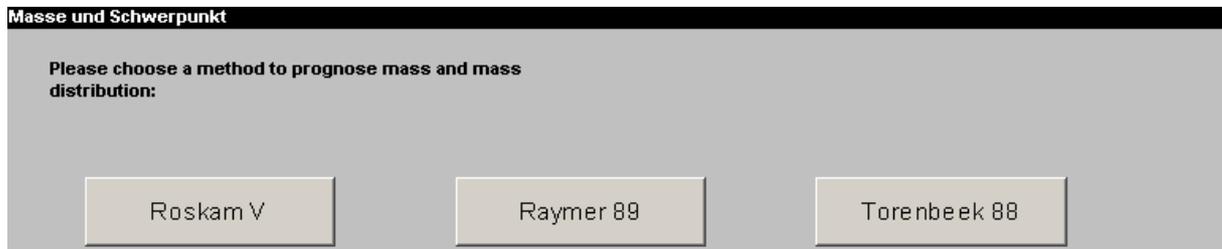


Bild 2.1 Hauptknöpfe in *Mass and CG*-Tabelle

Nach dem Klick auf den Knopf wird der Tabellenteil für die gewählte Methode gezeigt, zwei andere Tabellenteile sind versteckt. Es werden weiterhin auch die Ergebnisse für die entsprechende Methode im *Results*-Kapitel angezeigt und für den Weiterentwurf verwendet. Der *Show Everything*-Knopf zeigt alle Tabellenteile (für die drei Methoden). Das *Results*-Kapitel zeigt aber die Ergebnisse für die letzte gewählte Methode an. Man kann die gewählte Methode immer in Zelle AA6 prüfen.

Die *Mass and CG*-Tabelle lässt die Masse von den Massengruppen einer sehr einfachen Massenaufteilung nach (DIN9020) berechnen. In Tabelle 2.1 sind diese Massengruppen aufgezeigt:

Tabelle 2.1 Massengruppen (Scholz 1999)

<ul style="list-style-type: none"> Flügel (wing) m_W, + Rumpf (fuselage) m_F, + Höhenleitwerk (horizontal tail) m_H, + Seitenleitwerk (vertical tail) m_V, + Bugfahrwerk (nose landing gear) $m_{LG, N}$, + Hauptfahrwerk (main landing gear) $m_{LG, M}$, + Triebwerksgondel (nacelle) m_N
<ul style="list-style-type: none"> = Struktur (structure) + Triebwerk, installiert (power plant, installed) $m_{E, inst}$ + Flugzeugsysteme (aircraft systems) m_{SYS}
<ul style="list-style-type: none"> = Hersteller-Leermasse (manufacturer's empty weight, MEW) m_{ME} + Ausrüstung und Besatzung (standard and operational items) = Betriebsleermasse (operational empty weight, OEW) m_{OE}

2.1 Class I RoskamV Methode

In Prinzip liefert die RoskamV Massenschätzungsmethode nur die Massenaufteilung von einzelnen Elementen und Betriebsleermasse. Die Massenabschätzung basiert auf der Theorie, dass ähnliche Flugzeuge dieselben Massenaufteilungen haben. Die Hauptkriterien sind Entwurfs- und Zulassungsbasis. Wenn es ein Flugzeug entwickelt wird, das ähnlich einem existierten Flugzeug ist, dann kann man Masse der einzelnen Elemente durch Multiplizieren der Betriebsleermasse und Massenaufteilungen des existierten Flugzeugs berechnen. Es werden also für diese Methode als Inputdaten die Betriebsleermasse und die Massenaufteilungen gebraucht. In PreSTo wurde eine Tabelle mit Massenaufteilungen von RoskamV Appendix A integriert. Es wurden nur Strahl- und Turbopropellerverkehrsflugzeuge gewählt. Insgesamt werden 31 verschiedene Flugzeugmodelle mit vollständigen Parametern genannt. Die Tabelle wird unten aufgeführt.

Tabelle 2.2 Komponentenmassenaufteilungstabelle (RoskamV 1989)

	Wing Group	Fuse-lage Group	Em-penn. Group	Landing Gear Group	Na-celle Group	Struc-ture	Power plant	Fixed Equ-pi-ment	Empty mass
MS-760 Paris	0,117	0,119	0,023	0,04	0,006	0,306	0,133	0,12	0,558
Lockheed Jetstar	0,092	0,114	0,029	0,035	0,026	0,295	0,081	0,165	0,542
Gates-Learjet 25D	0,098	0,105	0,024	0,039	0,016	0,282	0,082	0,166	0,53
Gates-Learjet 28	0,129	0,108	0,024	0,039	0,014	0,315	0,086	0,174	0,574
Cessna Citation II	0,095	0,079	0,022	0,034	0,016	0,247	0,106	0,167	0,519
Gulfstr. American Gil	0,098	0,092	0,03	0,031	0,019	0,271	0,106	0,173	0,549
Grumman G-I	0,106	0,106	0,025	0,034	0,032	0,304	0,129	0,097	0,529
Fokker F-27-100	0,118	0,11	0,026	0,052	0,017	0,322	0,116	0,151	0,59
Embraer 110-P2	0,12	0,108	0,036	0,043	0,016	0,324	0,148	0,198	0,669
Short Skywan	0,098	0,172	0,03	0,037	0,02	0,357	0,123	0,086	0,566
De Havilland Canada DHC7-102	0,111	0,106	0,03	0,039	0,042	0,329	0,107	0,169	0,604
De Havilland Canada DHC6-300	0,101	0,136	0,024	0,049	0,018	0,328	0,1	0,145	0,573
Mc Donnell Douglas DC-9-30	0,106	0,103	0,026	0,039	0,013	0,286	0,076	0,175	0,538
Mc Donnell Douglas MD-80	0,111	0,115	0,024	0,038	0,015	0,304	0,079	0,182	0,564
Mc Donnell Douglas DC-10-10	0,114	0,104	0,032	0,046	0,02	0,316	0,077	0,169	0,562
Mc Donnell Douglas DC-10-30	0,106	0,085	0,026	0,046	0,016	0,281	0,067	0,137	0,483
Boeing 737-200	0,092	0,105	0,024	0,038	0,012	0,27	0,071	0,129	0,471
Boeing 727-100	0,111	0,111	0,026	0,045	0,024	0,317	0,078	0,133	0,528
Boeing 747-100	0,122	0,101	0,017	0,044	0,014	0,298	0,062	0,089	0,449
Airbus A300-B2	0,146	0,119	0,02	0,045	0,023	0,353	0,076	0,116	0,545
Boeing 707-121	0,098	0,082	0,021	0,04	0,019	0,259	0,081	0,103	0,444
Boeing 707-320c	0,098	0,082	0,019	0,039	0,013	0,249	0,073	0,074	0,398
Boeing 720-022	0,113	0,094	0,026	0,04	0,022	0,294	0,078	0,122	0,495
Boeing 707-321	0,095	0,073	0,02	0,037	0,017	0,242	0,074	0,09	0,406
McDonnell Douglas DC-8	0,128	0,093	0,023	0,051	0,016	0,31	0,129	0,119	0,559
McDonnell Douglas DC-9-10	0,103	0,122	0,029	0,04	0,015	0,31	0,085	0,164	0,558
VFW Fokker 614	0,141	0,128	0,027	0,04	0,024	0,359	0,107	0,161	0,628
	Wing	Fuse-	Em-	Landing	Na-	Struc-	Power	Fixed	Empty

	Group	lage Group	penn. Group	Gear Group	celle Group	ture	plant	Equ- pi- ment	mass
Fokker F28-1000	0,113	0,108	0,025	0,042	0,013	0,302	0,083	0,145	0,529
Sud-Aerospatiale Caravelle	0,134	0,105	0,018	0,046	0,014	0,317	0,079	0,145	0,541
Bristol Britania 300	0,087	0,072	0,021	0,037	0,032	0,248	0,128	0,097	0,474
Canadair CL-44C	0,077	0,1	0,018	0,035	0,033	0,263	0,111	0,111	0,485
Lockheed Electra	0,066	0,086	0,017	0,033	0,038	0,24	0,118	0,125	0,483

Die Interface für diese Methode ist sehr nutzerfreundlich. Um alle Massen zu berechnen, muss er nur das ähnlichste Flugzeug auswählen. Das wird durch die Combobox realisiert. Die zweite Inputdatei ist die Betriebsleermasse, diese wird aus der *Preliminary Sizing* Tabelle entnommen. Auf der rechten Seite sind fertige Ergebnisse für einzelne Komponentenmassen gezeigt.

Die Wahl von Massenaufteilungen ist durch ein Kombinationsfeld realisiert. Zelle AL45 ist mit diesem verknüpft. Um die entsprechenden Parameter von Tabelle zu bekommen wird die Funktion SUMIF verwendet. Zum Beispiel, um den Flugzeugkomponentenbeiwert zu bekommen:

=SUMIF(\$AL\$13:\$AL\$44; \$AL\$45; AM13:AM44)

Sie wählt nur einen Parameter, der für entsprechendes Flugzeug ist. Die erste Zeile unter der Komponentenaufteilungstabelle (Tabelle 2.2) enthält die Massenaufteilungen für das gewählte Flugzeug. Die Massenaufteilung aus RoskamV ist aber für maximale Startmasse kalkuliert. In Zeile 46. sind die Massenaufteilungen für die Betriebsleermasse berechnet.

Die Ergebnisse sind mit der Gleichung 1.1 berechnet.

$$m_{\text{komponent}} = k_{\text{massenaufteilung}} \cdot m_{OE} \quad (2.1)$$

$m_{\text{komponent}}$ Masse von einzeltem Flugzeuelement
 $k_{\text{massenaufteilung}}$ Massenaufteilung entsprechenden Komponenten in Referenzflugzeug im Vergleich zur Betriebsleermasse vom Referenzflugzeug, aus der Tabelle genommen
 m_{OE} Betriebsleermasse von Entwurfsflugzeug, in PreSTo ist es aus der Preliminary-Sizing-Tabelle bekannt.

Mit dieser Methode kann man Flügelmasse, Rumpfmasse, Leitwerksmasse, Gondelmasse, Strukturmasse, Installiertentriebwerksmasse, Systemgesamtmasse berechnen.

Im Anhang A ist die Interface der RoskamV Methode hinzugefügt.

2.2 Class I Raymer89 Methode

Die zweite Berechnungsmethode nach Raymer89 hat ein sehr einfaches Berechnungsschema, das in Tabelle 2.4 gezeigt ist. Für jede Komponente werden ein Beiwert und eine Referenzgröße eingegeben. In PreSTo werden die Beiwerte aus **Freitag 2006** benutzt. Es gibt zwei verschiedene Beiwertparameter. Einer ist für Flugzeuge, die als Gruppe *Trans-*

port entwickelt wurden, der zweite für die *General Aviation* Gruppe. Für beide dieser Gruppen gilt aber dasselbe Berechnungsschema. Als Referenzparameter für Flügel und Leitwerk wird die ausgesetzte Oberfläche für die entsprechende Komponente verwendet, für den Rumpf wird die benetzte Oberfläche genommen, für das Fahrwerk und die Systeme wird maximale Startmasse verwendet und für die installierte Triebwerkmasse wird die Einzeltriebwerkmasse genommen.

Tabelle 2.3 Rechenschema für die *Class I* Masseprognose basierend auf Daten aus **Raymer 1989** mit Parametern nach **Freitag 2006**

	Factor		Reference parameter name	Mass [kg]
	Transport jets	business jets		Transport or gen. aviation
Wing	74,61	34,53	$S_{\text{exposed}} [\text{m}^2]$	"factor" · "value"
Fuselage	20,27	11,5	$S_{\text{wetted}} [\text{m}^2]$	"factor" · "value"
Horizontal tail	43,45	17,03	$S_{\text{exposed}} [\text{m}^2]$	"factor" · "value"
Vertical tail	31,42	12,52	$S_{\text{exposed}} [\text{m}^2]$	"factor" · "value"
Nose gear	0,006	0,006	$m_{\text{MTO}} [\text{kg}]$	"factor" · "value"
Main gear	0,033	0,029	$m_{\text{MTO}} [\text{kg}]$	"factor" · "value"
Nacelle	-	-	-	0
Structure	-	-	-	Sum
Power plant	1,45	1,32	m_E	"factor" · "value"
System & Items	0,161	0,19	m_{MTO}	"factor" · "value"
m_{OE}	-	-	-	Sum

In PreSTo muss man nur wählen, ob es ein Transportflugzeug oder Business-Jet ist und die Masse des einzelnen Triebwerks eingeben, um alle Massen zu bekommen. Andere Referenzparameter werden aus anderen Tabellen genommen oder automatisch berechnet.

Benetzte Rumpfoberfläche (Zelle K64) ist nach Gleichung (2.2) berechnet.

$$S_{\text{wer},f} = \pi \cdot d_f \cdot l_f \cdot \left(1 - \frac{2}{\lambda_F}\right)^{\frac{2}{3}} \cdot \left(1 + \frac{1}{\lambda_F^2}\right) \quad (2.2)$$

d_F Rumpfdurchmesser, für nicht kreisförmige Rumpfe wird d_F berechnet aus dem Rumpfumfang P_F mit $d_F = P_F / \pi$,

λ_F Schlankheitsgrad des Rumpfes $\lambda_F = l_F / d_F$

l_F Länge des Rumpfes

Triebwerksmassesuggestion (Zelle D83) ist nach (Scholz 1999) eingegeben und mit Gleichung (2.3) berechnet.

$$m_E = \frac{0,0724}{g} \cdot T_{TO}^{1,1} \cdot e^{-0,045 \cdot BPR} \quad (2.3)$$

m_e Masse eines Triebwerks

g Erdbeschleunigung in

T_{TO} Startschub

BPR Nebenstromverhältnis

Die Masse der Triebwerksgondel ist schon in den anderen Massengruppen enthalten und deswegen gleich Null.

Neue Parameter, die in **Freitag 2006** entworfen wurden, liefern zwar kleine Fehler für jede Massengruppe, aber um die Betriebsleermasse zu berechnen, muss man noch einen anderen Parameter nutzen. Dieser Parameter heißt k_x . Werte für diesen Parameter wurden in Zellen AA66 und AB66 mit allen anderen Parameter gezeigt.

Neue Parameter wurden nach Statistiken empirisch ermittelt. Die dazu gebrauchte Datei über Massenaufteilungen von verschiedenen Flugzeugmodellen wurde aus **RoskamV 1988** genommen. Vergleichung der Abweichungen für Businessjets als Beispiel zeigt, dass neue, bei Freitag entwickelte Faktoren kleinere Fehler für wahre Flugzeuge generieren.

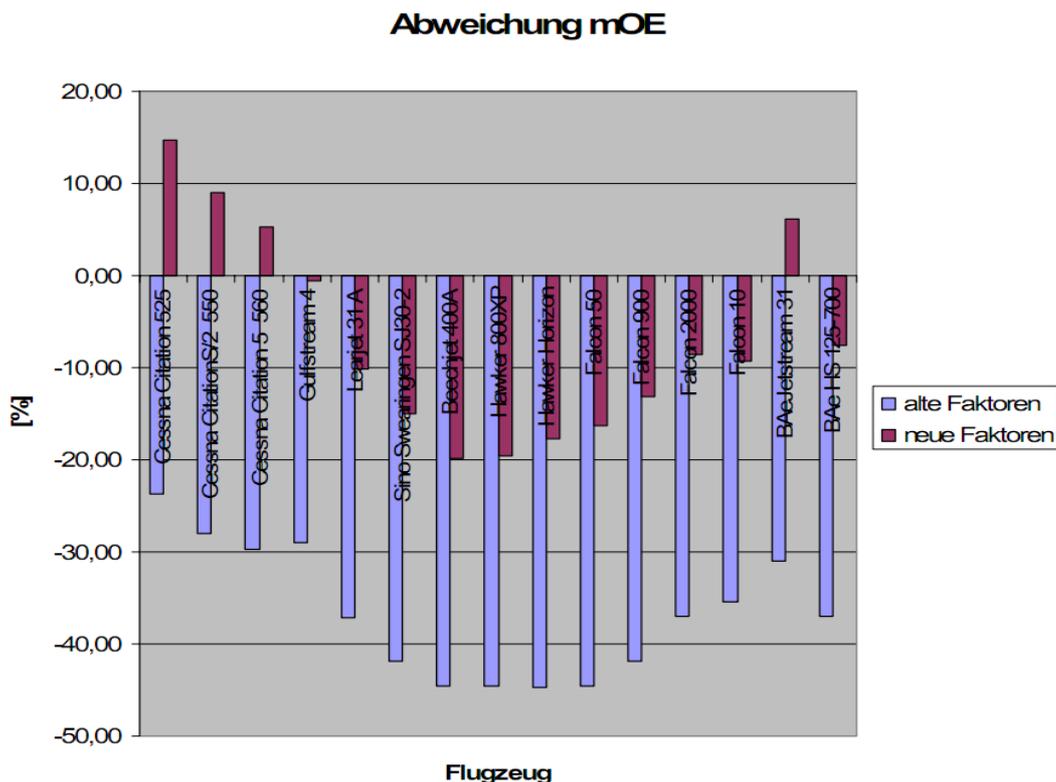


Bild 2.2 Vergleich Betriebsleermassenschätzabweichungen für Businessjets (**Freitag 2006**)

Im Anhang A ist die Interface der Raymer89 Methode hinzugefügt.

2.3 *Class II* Torenbeek88 Methode

Die Torenbeek88 Methode ist ein komplizierter Berechnungsprozess. Im Skript zur Vorlesung Flugzeugentwurf **Scholz 1999** sind die wichtigsten Gleichungen, die Transportflugzeuge betreffen, wiedergegeben. In PreSTo wird diese Methode integriert.

Für jede Massenaufteilung ist die entsprechende Gleichung gegeben. Jede Masse ist von mehreren Beiwerten abhängig. Die Flügelmasse wird außerdem durch Iteration berechnet.

Für Flügelmasseberechnung werden erst aber unumgängliche Beiwerte berechnet. Der Referenzwert:

$$b_{ref} = 1,905m \quad (2.4)$$

Die strukturelle Spannweite:

$$b_s = \frac{b}{\cos \phi_{50}} \quad (2.5)$$

Der Bruchlastfaktor:

$$n_{ult} = 1,5 \cdot n_{lim} \quad (2.6)$$

Die sichere Lastvielfache (n_{lim}) ist aus Tabelle 2.5 einlesen.

Tabelle 2.4 Die sichere Lastvielfachewerte für *normal* und *commuter category aeroplane* nach JAR-23 sowie Flugzeuge nach JAR-25 (**Scholz 1999**)

$m_{MTO} \leq 1\,868 \text{ kg}$	$n_{lim} = 3,8$
$1\,868 \text{ kg} < m_{MTO} < 22\,680 \text{ kg}$	$n_{lim} = 2,1 + \frac{24000}{2,205 \cdot m_{MTO} + 10000}$
$m_{MTO} \geq 22\,680 \text{ kg}$	$n_{lim} = 2,5$

Der Iterationsprozess ist als Makro realisiert. In Makro *ChoseTorenbeek88methode* ist eine Schleife hinzugefügt. Mit steigender Flügelmasse ‚mw1‘ ist immer neu die Betriebsleermasse berechnet. Dann ist Flügelmasse ‚mw2‘ berechnet. Die Schleife wird als ‚mw1‘ und ‚mw2‘ fast dieselbe Werten haben. Dann ist die Flügelmasse gleich ‚mw1‘ in Zelle AH102 angezeigt. Nach allen Änderungen, um noch mal Flügelmasse zu kalkulieren, muss man den Torenbeek88-Hauptknopf noch mal drücken.

Bild 2.3 VBA *Do-Loop-While*-Schleife, die die Flügelmasse nach Torenbeek88 berechnet.

```

mw1 = 0
Do
    mw1 = mw1 + 1
    mMZF = Range("AH101").value + mw1
    mw2 = (mMZF ^ 0.7) * Range("AH97").value
Loop While mw1 < mw2
Range("AH102").value = mw1

```

Dann werden Korrekturfaktoren verwendet. Die Flügelmasse in Zelle AH102 ist für eine Masse des Flügels mit Hochauftrieb, Querruder und Fahrwerkbefestigung. Es werden aber nicht Triebwerke, Spoiler oder Abstützung betrachtet. Entsprechende Korrekturfaktoren **Scholz 1999** sind unumgänglich für andere Situationen zu übernehmen:

- +2% für einen Flügel mit Spoilern
- 5% für 2 Triebwerke am Flügel
- 10% für 4 Triebwerke am Flügel
- 5% wenn das Fahrwerk nicht am Flügel angebracht ist
- 30% wenn der Flügel abgestützt ist

In PreSTo muss der Nutzer nur auf unumgängliche Fragen antworten, wie zum Beispiel, ob Triebwerke am Flügel angebracht sind. Wenn ja, wird die Anzahl der Triebwerke von *Preliminary Sizing* automatisch gelesen.

Rumpfmasse ist mit Gleichung (2.3) für Sturzgeschwindigkeit $V_D > 250$ kts (128,6 m/s) EAS zu berechnen.

$$m_F = 0,23 \cdot \sqrt{V_D \cdot \frac{l_H}{w_F + h_F}} \cdot S_{F,wet}^{1,2} \quad (2.7)$$

V_D Sturzgeschwindigkeit in m/s äquivalenter Fluggeschwindigkeit

l_H Hebelarm des Höhenleitwerks

w_F maximale Rumpfbreite

h_F maximale Rumpfhöhe

$S_{F,wet}$ Fläche des Rumpfes in m^2

Danach ist diese Masse mit entsprechenden Korrekturfaktoren (siehe unten) betrachtet.

Die Meisten von ihnen werden automatisch verwendet. Der Nutzer muss nur antworten, ob der Rumpf einen verstärkten Kabinenboden hat.

+8% für eine Druckkabine

+4% für Triebwerke am Rumpfheck

+7% für ein Hauptfahrwerk, das am Rumpf befestigt ist

-4% wenn der Rumpf keinen Fahrwerksschacht enthält

+10% für ein Frachtflugzeug mit einem verstärkten Kabinenboden

Die Korrekturfaktorenverwendung ist in Tabelle in Zellen AB109:AF113 realisiert. Wenn ein Faktor verwendet soll, ist *True* in erster Spalte gezeichnet. Dann mit *Sumif*-Funktion werden alle Faktoren, die *True* haben, summiert und im Rumpfmasse (Zelle AD117) von Gleichung (2.7) verwendet.

Tabelle 2.5 Tabelle mit Korrekturfaktoren integriert in PreSTo für Rumpfmasseauslegung (Zellen AB109:AF113)

TRUE	0,08 cabin pressure
TRUE	0,04 Engine on Fuselage
FALSE	0,07 Main landing gear on fuselage
TRUE	-0,04 Landing gear bay NO in fuselage
FALSE	Harder cabin floor for cargo
	0,1
sum	0,08

Höhenleitwerkmasse und Seitenleitwerkmasse sind nach Gleichung (2.8) und (2.9) für Sturzgeschwindigkeit $V_D > 250$ kts (128,6 m/s) EAS zu berechnen.

$$m_H = k_H \cdot S_H \cdot \left(62 \cdot \frac{S_H^{0,2} \cdot V_D}{1000 \cdot \sqrt{\cos \phi_{H,50}}} - 2,5 \right) \quad (2.8)$$

$$m_V = k_V \cdot S_V \cdot \left(62 \cdot \frac{S_V^{0,2} \cdot V_D}{1000 \cdot \sqrt{\cos \phi_{V,50}}} - 2,5 \right) \quad (2.9)$$

m_H	Masse des Höhenleitwerks
m_V	Masse des Seitenleitwerks
$k_H = 1$	für eine feste Flosse
$k_H = 1,1$	für eine trimmbare Flosse
$k_V = 1 + 0,15 \cdot \frac{S_H \cdot z_H}{S_V \cdot b_V}$	
S_H	Höhenleitwerksfläche
S_V	Seitenleitwerksfläche
z_H	senkrechter Abstand von der Wurzel des Seitenleitwerks bis zu der Stelle wo das Höhenleitwerk am Seitenleitwerk befestigt ist
b_V	Spannweite des Seitenleitwerks
V_D	Sturzfluggeschwindigkeit
$\varphi_{H,50}$	Höhenleitwerkspfeilung der 50%-Linie
$\varphi_{V,50}$	Seitenleitwerkspfeilung der 50%-Linie

Fahrwerksmasse wird mit Gleichung (2.7) berechnet.

$$m_{LG,N} \text{ bzw. } m_{LG,M} = k_{LG} \cdot \left(A_{LG} + B_{LG} \cdot m_{MTO}^{3/4} + C_{LG} \cdot m_{MTO} + D_{LG} \cdot m_{MTO}^{3/2} \right) \quad (2.10)$$

m_{LG}	Fahrwerksmasse ($m_{LG} = m_{LG,N} + m_{LG,M}$)
$m_{LG,N}$	Masse des Bugfahrwerks
$m_{LG,M}$	Masse des Hauptfahrwerks
m_{MTO}	Startmasse
$k_{LG} = 1$	für Tiefdecker
$k_{LG} = 1,08$	für Hochdecker
A_{LG}, \dots, D_{LG}	aus Tabelle 2.6

Tabelle 2.6 Tabelle mit Koeffizienten für die Berechnung der Fahrwerksmasse (**Torenbeek88**)

Flugzeugtyp	Fahrwerkteil	A_{LG}	B_{LG}	C_{LG}	D_{LG}
Businesjet	Hauptfahrwerk	15	0,033	0,021	-
Jet trainers	Bugfahrwerk	5,4	0,049	-	-
Andere zivile Flugzeugtypen	Hauptfahrwerk	18,1	0,131	0,019	$2,23 \cdot 10^{-5}$
	Bugfahrwerk	9,1	0,082	-	$2,97 \cdot 10^{-6}$

Triebwerksgondelmasse wird mit Gleichung (2.11) berechnet.

$$m_N = \frac{k_N \cdot T_{TO}}{g} \quad (2.11)$$

m_N	Masse aller Triebwerksgondeln zusammen
$k_N = 0,055$	für TL-Triebwerke, kleines Nebenstromverhältnis
$k_N = 0,065$	für ZTL-Triebwerke, Turboproptriebwerke
T_{TO}	Startschub aller Triebwerke zusammen
g	Erdbeschleunigung

Masse der installierten Triebwerke wird mit Gleichung (2.12) berechnet

$$m_{E,inst} = k_E \cdot k_{thr} \cdot n_E \cdot m_E \quad (2.12)$$

$im_{E,inst}$	Masse der installierten Triebwerke
$k_E = 1,16$	für einmotorige Propellerflugzeuge
$k_E = 1,35$	für mehrmotorige Propellerflugzeuge
$k_E = 1,15$	für strahlgetriebene Passagierflugzeuge mit Triebwerken in Gondeln
$k_E = 1,4$	für Flugzeuge mit eingebauten Triebwerken
$k_{thr} = 1$	ohne Schubumkehr
$k_{thr} = 1,18$	mit Schubumkehr
n_E	Anzahl der Triebwerke
m_E	Masse eines Triebwerks ohne Anbauteile zur Triebwerksintegration

In PreSTo ist der Triebwertmasseinheitswert integriert. Es wird eine Triebwerksmasse nach der empirischen Gleichung (2.13) berechnet. Man kann auch selbst aus der Statistik diese Masse schätzen.

$$m_E = \frac{0,0724 \cdot T_{TO} \cdot 1,1^{-0,045 \cdot BPR}}{g} \quad (2.13)$$

T_{TO}	Startschub
BPR	Nebenströmverhältnis
g	Erdbeschleunigung

Der Koeffizientenwahl k_E und k_{thr} wird durch Optionsfeld und Kontrollkästchen realisiert.

Masse der Systeme wird mit Gleichung (2.14) berechnet

$$m_{SYS} = k_{EQUIP} \cdot m_{MTO} + 0,768 \cdot k_{F/C} \cdot m_{MTO}^{2/3} \quad (2.14)$$

m_{SYS}	Masse der Systeme
$k_{EQUIP} = 0,08$	einmotoriges Propellerflugzeug
$k_{EQUIP} = 0,11$	zweimotoriges Propellerflugzeug
$k_{EQUIP} = 0,13$	strahlgetriebenes Schulflugzeug
$k_{EQUIP} = 0,14$	Kurzstrecken-Transportflugzeug
$k_{EQUIP} = 0,11$	Mittelstrecken-Transportflugzeug
$k_{EQUIP} = 0,08$	Langstrecken-Transportflugzeug
m_{MTO}	maximale Startmasse
$k_{F/C} = 0,23$	für Flugzeuge mit einfacher Flugsteuerung
$k_{F/C} = 0,44$	für Transportflugzeuge mit manueller Flugsteuerung
$k_{F/C} = 0,64$	für Transportflugzeuge mit primärer Flugsteuerung mittels Sekundärenergie (z.B. Hydraulik) und Landeklappenantrieb
$k_{F/C} = 0,74$	für Transportflugzeuge mit primärer Flugsteuerung – einschließlich Spoilern – mittels Sekundärenergie (z.B. Hydraulik) und Landeklappenantrieb
$k_{F/C} = 0,77$	für Transportflugzeuge mit primärer Flugsteuerung mittels Sekundärenergie (z.B. Hydraulik) und Landeklappen- und Vorflügelantrieb.
$k_{F/C} = 0,88$	für Transportflugzeuge mit primärer Flugsteuerung – einschließlich Spoilern – mittels Sekundärenergie (z.B. Hydraulik) und Landeklappen- und Vorflügelantrieb

In der Systemmasseinterface muss der Nutzer wählen, welches Flugzeug zu entwickeln ist – Kurzstrecken, Mittelstrecken oder Langstrecken, um k_{EQUIP} zu bestimmen. Auch Flugzeugssteuerungstyp ($k_{F/C}$) muss vom Nutzer eingegeben werden.

Wenn alle Flugzeuggruppenmassen berechnet werden, ist Betriebsleermasse als Summe von allen Einzelmassen bestimmen.

Im Anhang A ist die Interface der Torenbeek88 Methode hinzugefügt.

3 Schwerpunktberechnung und Flügelauslegung

Um Schwerpunkt von Gesamtflugzeug zu berechnen, muss man erst Schwerpunktlage von jeder Baukomponente kennen. In PreSTo wird erst die Schwerpunktkoordinate für jede Bauteilkomponente aufgrund Referenzgrößen und **Scholz 1999** geschätzt.

Leitwerksschwerpunktauslegung ist je nach früherer gewählter Massenberechnungsmethode zu bestimmen. Für RoskamV-Methode muss Nutzer bereitgestellte Schwerpunktskoordinate eintippen. Für andere Methode werden extra Seitenleitwerk und Höhenleitwerk aufgrund Vorderkanteposition der mittleren aerodynamischen Profiltiefe(LEMAC) ausgelegt. Relative Schwerpunkte sind auf dem Bild 3.1 gezeigt.

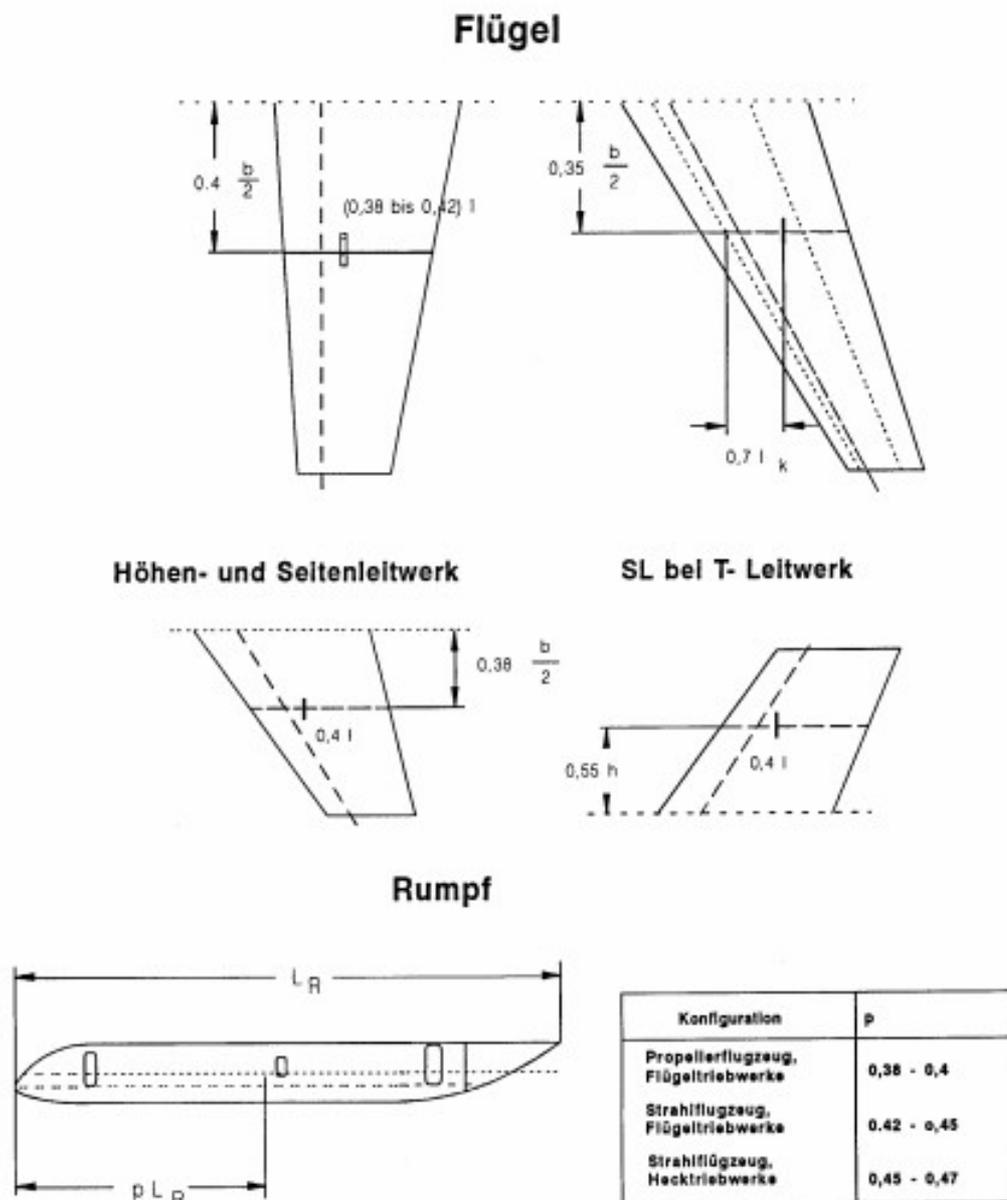


Bild 3.1 Die Lage der Schwerpunkte von Massengruppen. (**Scholz 1999**)

Um den Abstand zwischen Nase des Flugzeugs und Komponentenschwerpunkt zu berechnen muss erst Abstand zwischen LEMAC und Schwerpunkt berechnet werden und dann

mit dem Abstand zwischen Flugzeugnase und LEMAC summiert werden. Ersterer Abstand wird Geometrisch mit Gleichung (3.1) ausgelegt.

$$x_{CG} = x_{LEMAC} + x_{LEMAC,CG} \quad (3.1)$$

x_{CG}	Abstand zwischen Flugzeugnase und Schwerpunkt der Einzelteile.
x_{LEMAC}	Abstand zwischen Flugzeugnase und Vorderkante der mittlere aerodynamische Profilsehne
$x_{LEMAC,CG}$	Abstand Vorderkante der mittlere aerodynamische Profiltiefe und Schwerpunkt Einzelteile. Relativabstand.

Relativer Abstand für Seiten- und Höhenleitwerk

$$x_{LEMAC,CG} = -(y_{MAC} - 0,2 \cdot b) \cdot \text{tg}(\varphi_0) + k_t \cdot c_r + (1 - k_t) \cdot c_t \cdot 0,4 \quad (3.2)$$

$x_{LEMAC,CG}$	Abstand zwischen LEMAC und Schwerpunkt
y_{MAC}	y Koordinate von mittlere aerodynamische Profilsehne
b	Spanweite
φ_0	Pfeilwinkel der Vorderkante
$k_t = 0,62$	für Höhen- und Seitenleitwerk (nicht T-Leitwerk)
$k_t = 0,45$	für Seitenleitwerk bei T-Leitwerk
c_r	Profiltiefe am Rumpf
c_t	Profilsehne am Spitze

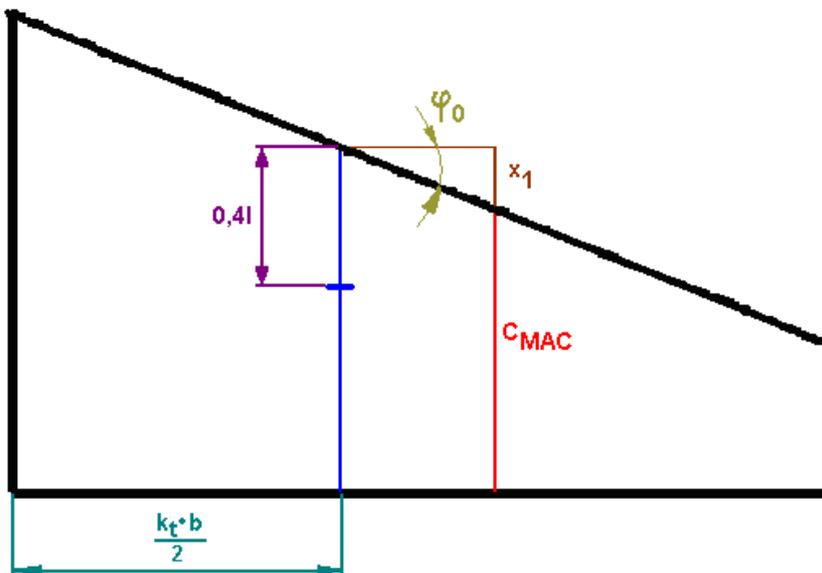


Bild 3.2 Geometrisches Berechnungsschema für Gleichung (3.2)

Erster Teil der Gleichung (3.2) berechnet x_1 , aus Bild 3.2, Größe bzw. Abstand zwischen LEMAC und Schwerpunkt von Seiten- und Höhenleitwerk, zweiter Teil die ausgelegte 0,41 Größe. In PreSTo wird k_t Koeffizient automatisch anhand Zelle AA34 in *Tailplane* Tabelle ausgelegt.

Berechnungsprinzip von Flügelschwerpunktslage ist gleich. In Flügel ist aber der Kink problematisch. Deswegen gibt es vier Möglichkeiten für die Lage der Referenz- und mittlerer aerodynamische Profiltiefe. Am Bild unten ist ein Beispiel gezeigt. Referenzprofil-

tiefe ist auf innere Flügelteil bezogen, mittlere aerodynamische Profiltiefe. Dieses Bild ist die Erklärung der Gleichung (3.3), (3.4), (3.5), (3.6).

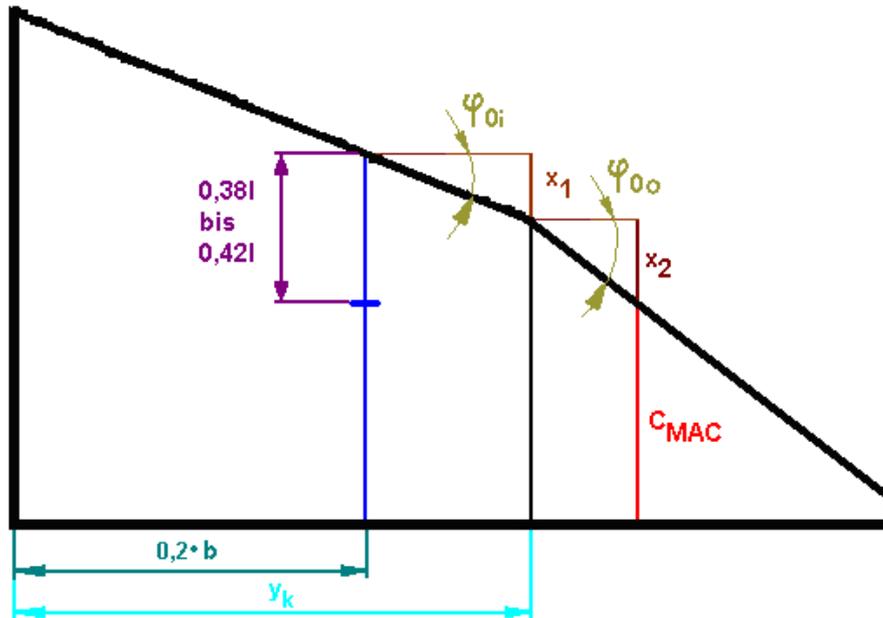


Bild 3.3 Geometrische Berechnungsschema für Fass der Gleichung (3.5)

Für mittlere aerodynamische Profiltiefe und Referenzprofiltiefe am Innerflügel

$$x_{LEMAC,CG} = -(y_{MAC} - 0,2 \cdot b) \cdot \operatorname{tg}(\varphi_{0i}) + \left(\left(\frac{c_k - c_r}{y_k} \right) \cdot (0,2 \cdot b) + c_r \right) \cdot k_f \quad (3.3)$$

Für mittlere aerodynamische Profiltiefe am Innerflügel und Referenzprofiltiefe am Außerflügel

$$x_{LEMAC,CG} = -(y_{MAC} - y_k) \cdot \operatorname{tg}(\varphi_{0i}) - (y_k - 0,2 \cdot b) \cdot \operatorname{tg}(\varphi_{0o}) + \left(\left(\frac{c_t - c_k}{b - y_k} \right) \cdot (0,2 \cdot b - y_k) + c_k \right) \cdot k_f \quad (3.4)$$

Für mittlere aerodynamische Profiltiefe am Außerflügel und Referenzprofiltiefe am Innerflügel

$$x_{LEMAC,CG} = -(y_{MAC} - y_k) \cdot \operatorname{tg}(\varphi_{0o}) - (y_k - 0,2 \cdot b) \cdot \operatorname{tg}(\varphi_{0i}) + \left(\left(\frac{c_k - c_r}{y_k} \right) \cdot (0,2 \cdot b) + c_r \right) \cdot k_f \quad (3.5)$$

Für mittlere aerodynamische Profiltiefe und Referenzprofiltiefe am Außerflügel

$$x_{LEMAC,CG} = -(y_{MAC} - 0,2 \cdot b) \cdot \operatorname{tg}(\varphi_{0o}) + \left(\left(\frac{c_t - c_k}{b - y_k} \right) \cdot (0,2 \cdot b - b_k) + c_k \right) \cdot k_f \quad (3.6)$$

$x_{LEMAC,CG}$	Abstand zwischen LEMAC und Schwerpunkt
y_{MAC}	y-Koordinate von mittlere aerodynamische Profiltiefe
b	Spannweite
y_k	y-Koordinate von Kink
c_k	Profiltiefenlänge am Kink
φ_{0i}	Pfeilwinkel der Vorderkante für Innerflügel
φ_{0o}	Pfeilwinkel der Vorderkante für Außerflügel

k_f	Koeffizient, Teil der Referenzprofiltiefe vor Schwerpunktlage (0,38 – 0,42)
c_r	Profiltiefe am Rumpf
c_i	Profiltiefe am Spitze

Am Bild 3.1 wird auch Schwerpunktlage von Rumpf gezeigt. Je nach Flugzeugkonfiguration findet sich diese Lage in Bereich von 0,38 bis zum 0,47 Rumpflänge. Der Schwerpunkt der Systeme und der Ausrüstung kann mit 0,4 -0,5 der Rumpflänge festgelegt werden.

Um den Schwerpunkt von allen anderen Baugruppen zu bestimmen, werden sie in Flügelgruppe und Rumpfgruppe geteilt. In PreSTo ist das durch Optionsfelder realisiert. Wenn eine Baugruppe zur Flügelgruppe gehört, wird die Schwerpunktlage relativ zur Rumpfnase festgestellt. Wenn eine Baugruppe zur Rumpfgruppe gehört, wird die Schwerpunktlage relativ zur LEMAC festgestellt.

Wenn Schwerpunkte von alle Baugruppen bekannt sind, kann der gesamte Schwerpunkt von Flügelgruppe und Rumpfgruppe bestimmt werden. Für die Rumpfgruppe ist die Rumpfnase der Nullpunkt. Für die Flügelgruppe ist LEMAC der Nullpunkt. Der gesamte Schwerpunkt wird nach Gleichung (3.7) berechnet.

$$x_{CG} = \frac{\sum m_i \cdot x_i}{\sum m_i} \quad (3.7)$$

x_{CG}	Schwerpunktlage der Gesamtengruppe
m_i	Masse von einzeln Bauteil
x_i	Schwerpunktslage von einzelem Bauteil

Danach ist die Flügelposition mit Gleichung (3.8) in Zelle K232 bestimmen.

$$x_{LEMAC} = x_{FG} - x_{CG,LEMAC} + \frac{m_{WG}}{m_{FG}} (x_{WG,LEMAC} - x_{CG,LEMAC}) \quad (3.8)$$

x_{LEMAC} Abstand zwischen Rumpfnase und LEMAC

x_{FG} Abstand Nullpunkt bis Schwerpunkt der Rumpfgruppe

$x_{CG,LEMAC}$ Abstand vom LEMAC des Gesamtes Flugzeug bis zum Schwerpunkt. Es wird nach Wunsch vorgegeben, z.B. $x_{CG,LEMAC} = 0,25 c_{MAC}$

m_{WG} Masse der Flügelgruppe

m_{FG} Masse der Rumpfgruppe

$x_{WG,LEMAC}$ Abstand LEMAC bis zum Schwerpunkt der Rumpfgruppe

Wenn Abstand zwischen Rumpfnase und mittlere aerodynamische Profiltiefe bekannt ist, wird der Schwerpunkt vom Gesamtflugzeug nach Gleichung (3.9) berechnet. Gleichung (3.9) ist in Prinzip gleich zu Gleichung (3.7) für diesen konkreten Fall.

$$x_{CG} = \frac{m_{FG} \cdot x_{FG} + m_{WG} \cdot (x_{LEMAC} + x_{WG,LEMAC})}{m_{OE}} \quad (3.9)$$

x_{CG}	Schwerpunktlage der Gesamtengruppe
m_{FG}	Masse der Rumpfgruppe

x_{FG}	Abstand Nullpunkt bis Schwerpunkt der Rumpfgruppe
m_{WG}	Masse der Flügelgruppe
x_{LEMAC}	Abstand zwischen Rumpfnase und LEMAC
$x_{WG,LEMAC}$	Abstand LEMAC bis zum Schwerpunkt der Rumpfgruppe
m_{OE}	Betriebsleermasse

Im Anhang A ist die Interface der Schwerpunktsberechnung hinzugefügt.

4 Darstellung der Ergebnisse

Je nach gewählter Massenbestimmungsmethode werden im *Results* Teil entsprechende Ergebnisse gezeigt. Auch spezifische Flugzeugmassen – Betriebsleermasse, Leertankmasse, maximale Tankmasse - werden nach Tabelle 4.1 berechnet.

Tabelle 4.1 Massenhauptgruppen und Massenbegriffe nach (DIN9020) Teil 1 zitiert nach (Scholz 1999)

MRW Maximum Roll Weight		Rollkraftstoff	
MTOW Maximum Takeoff Weight		Brtriebkraftstoffe (FW)	Schmierstoffe
			Kraftstoff im Rumpf
			Kraftstoff im Flügel
	MZFW Maximum Zero Fuel Weight	Nutzlast (PL)	
		OWE Operation Empty Weight	Besatzung und Dienstlast
			Bewegliche Einsatzrüstung
	MWE Manufacturer Empty Weight	Flüssigkeiten	
		Triebwerksanlage	
		Flugwerk	

Alle Ergebnisse sind in anschaulichen Tabelle aufgezeigt. Diese Ergebnisse betreffen immer letzte gewählte Berechnungsmethode. Die Beiwerte zur Weiterrechnung sollen von diesem Abschnitt genommen werden.

Im Anhang A ist die Interface der Darstellung der Ergebnisse hinzugefügt.

5 Erforderlicher Schwerpunktsbereich

Integrierung von **Detalle 2009** Arbeit wurde als letzter Teil dieser Projektarbeit gemacht. Schwerpunktsbereichsberechnung ist als neue Exceltabelle ausgeführt. Viele der Parameter, die früher vom Nutzer eingegeben sollten, sind jetzt automatisch von *Mass and CG* Tabelle eingelesen.

Die Namen in den Makros sind aktualisiert. Es gibt noch ein Kommunikationsfeld hinzugefügt. Sie stehen für die Information, dass Schwerpunktsbereichskalkulation nur für *Torenbeek88* und *Raymer89* Methoden gilt, weil *RoskamV* Methode keine Informationen über Leitwerks- und Fahrwerksteilenmassen erlaubt.

Die Formatierung wurde geändert, um zum PreSTo Look&Feel zu passen.

6 Zusammenfassung

Als Ergebnis von dieser Arbeit sind zwei Exceltabellen mit Schwerpunktlage-, Flügelauslegung- und Schwerpunktwanderungsbestimmung entstanden. Beide Tabellen sind mit PreSTo look&feel entwickelt und können in die offizielle Version von PreSTo schnell und ohne Probleme integriert werden. Mit diesen Tabellen wird PreSTo noch komplexer und genauer als das Entwurfstool.

Als Basisliteratur wurde das Skript für Vorlesung Flugzeugentwurf **Scholz 1999** verwendet. Die gesamte Berechnungsfolge von Abschnitt 10 wurde ganz hingefügt und weiter vertieft. Neue Parameter in der Raymer89 Methode oder verbesserte Referenzwerte für die Schwerpunktauslegung machen die Kalkulationen genauer und einfacher in der Nutzung.

Literaturverzeichnis

- DIN EN 28601 1992** Norm DIN EN 28601 1992. *Datenelemente und Austauschformate – Informationsaustausch – Darstellung von Datum und Uhrzeit*
- Scholz 1999** SCHOLZ, Dieter: Skript für Vorlesung Flugzeugentwurf: Hamburg, Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg: Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau: Vorlesungsnotizen Sommersemester 1999
- Roskam V 1988** ROSKAM, Jan: *Airplane design Part V: Component Weight Estimation* : Lawrence, Roskam The University of Kansas, 1989
- Freitag 2006** FREITAG, André: Statistik zu einer Class 1 Masseprognose: Hamburg, Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg: Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, 2006
- Detalle 2010** DETALLE, Nicolas: CG-Travel of Passenger Aircraft: Hamburg, Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg: Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, 2010

Anhang A

Bilder aus PreSTo *Mass and CG-Tabelle*

Masse und Schwerpunkt

Please choose a method to prognose mass and mass distribution:

Roskam V Raymer 89 Torenbeek 88

Bild A.1 Hauptknopfe in PreSTo

1. Class I Method to prognose mass and mass distribution [RoskamV]

Select: The most similar aircraft (design, certificate)

Boeing 737-200

Input Data

Operating empty mass	m_{OE}	41690 [kg]	Wing mass	m_W	8143 [kg]
			Fuselage mass	m_F	9294 [kg]
			Tail mass	m_T	2124 [kg]
			Landing gear mass	m_G	3364 [kg]
			Nacelle mass	m_N	1062 [kg]
			Structure mass	m_{STRKT}	23899 [kg]
			Power plant mass	m_{PP}	6285 [kg]
			Systems & items mass	m_{SI}	11418 [kg]

Bild A.2 RoskamV Methodeinterface in PreSTo

2. *Class I* Method to prognose mass and mass distribution [Raymer89]

Chose aircraft type:

Input Data

Wing exposed area	$S_{exp,W}$	<input type="text" value="97,44"/> [m ²]	Wing mass	m_W	<input type="text" value="7270"/> [kg]
Fuselage outer diameter	d_{fo}	<input type="text" value="4,04"/> [m]	Fuselage wetted area	$S_{wet,F}$	<input type="text" value="333,62"/> [m ²]
Fuselage length	$l_{fuselage}$	<input type="text" value="31,48"/> [m]	Fuselage mass	m_F	<input type="text" value="6762"/> [kg]
Exposed area, horizontal tail	$S_{exp,H}$	<input type="text" value="22,08"/>	Horizontal tail mass	m_{HT}	<input type="text" value="959"/> [kg]
Exposed area, vertical tail	$S_{exp,V}$	<input type="text" value="20,45"/>	Vertical tail mass	m_{VT}	<input type="text" value="643"/> [kg]
Max. take-off mass	m_{MTO}	<input type="text" value="73500"/> [kg]	Nose gear mass	m_{NG}	<input type="text" value="441"/> [kg]
			Main gear mass	m_{MG}	<input type="text" value="2426"/> [kg]
			Nacelle mass	m_N	<input type="text" value="0"/> [kg]
			Structure mass	m_{STRKT}	<input type="text" value="18501"/> [kg]
Engine mass suggestion	m_E	<input type="text" value="3796"/> [kg]	Power plant mass	m_{PP}	<input type="text" value="5505"/> [kg]
Engine mass	m_E	<input type="text" value="3796"/> [kg]	Systems & items mass	m_{SI}	<input type="text" value="11834"/> [kg]
			Operation Empty Weight	m_{OE}	<input type="text" value="40964"/> [kg]

Bild A.3 Raymer89 Methodeinterface in PreSto

3. *Class II* Method to prognose mass and mass distribution [Torenbeek 88]

Wing mass

Reference value	b_{ref}	<input type="text" value="1,91"/> [m]		
Structural span	b_s	<input type="text" value="36,56"/> [m]		
Ultimate load factor	n_{ul}	<input type="text" value="3,75"/> [-]		

Wing with spoiler
 Engines on wing
 Landing gear NO on wing advisable
 braced wing

Wing mass m_w [kg]

Fuselage mass

Harder cabin floor for cargo

Dive speed V_d [m/s]

Fuselage mass m_f [kg]

Tailplane mass

Trimmable fin
 Attached fin

Horizontal tailplane mass m_h [kg]
 Vertical tailplane mass m_v [kg]

Landing gear mass

Nose landing gear mass m_{LGN} [kg]
 Main landing gear mass m_{LGM} [kg]
 Landing gear mass m_{LG} [kg]

Bild A.4 Torenbeek88 Methodeinterface Teil 1 in PreSto

Nacelle mass

Nacelle mass m_N [kg]

Installed engine mass

engine in nacelle
 buried engine
 reverse thrust

One engine mass suggestion m_{Eng} [kg]

One engine mass m_E [kg] → Installed engine mass m_{Eng1} [kg]

Systems Mass

simple flight control
 manual flight control
 primary flight control use outer power feed (for examble hydraulic) and flaps use power feed
 primary flight control (spoilers also) use outer power feed (for examble hydraulic) and flaps use power feed
 primary flight control use outer power feed (for examble hydraulic) and flaps and slots use power feed
 primary flight control (spoilers also use outer power feed (for examble hydraulic) and flaps and slots use power feed

Short range
 Middle range
 Long range

Systems mass m_{Sys} [kg]

Operation Empty Weight

Operation Empty Weight m_{OE} [kg]

Bild A.5 Torenbeek88 Methodeinterface Teil 2 in PreSto

4. Center of gravity and wing position

	Wing Section	Fuselage Section
Landing gear	<input type="radio"/>	<input type="radio"/>
Nacelle	<input type="radio"/>	<input type="radio"/>
Power plants	<input type="radio"/>	<input checked="" type="radio"/>

For RoskamV method

CG Tail $x_{CG,T}$ [m]

For Raymer89 and Torenbeek 88 method

Lemac Vtail	LEM_{AC,VT} <input type="text" value="31"/> [m]	CG Vtail	$x_{CG,VT}$ <input type="text" value="33,04"/> [m]
Lemac Htail	LEM_{AC,HT} <input type="text" value="30"/> [m]	CG Htail	$x_{CG,HT}$ <input type="text" value="31,55"/> [m]

Engine edge - lemac or fuselage **LE_E** [m]

Engine edge-cg engine $x_{LE,CG}$ [m] Engine CG $x_{CG,HT}$ [m]

CG systems $x_{CG,sys}$ [m]

CG fuselage $x_{CG,F}$ [m] ← Suggestion

minimum	maximum
14,17	14,80

CG landing gear $x_{CG,LG}$ [m]

Coefficient from wing CG k_{WV} CG wing $x_{CG,W}$ [m]

Xcglemac $x_{CG,LEMAC}$ [m] CG Fuselage section $x_{CG,Fc}$ [m]

CG wing section $x_{CG,Wc}$ [m]

Xlemac x_{LEMAC} [m]

Wing grup mass $m_{W,GRUP}$ [kg]

Fuselage grup mass $m_{F,GRUP}$ [kg]

CG Plane $x_{CG,P}$ [m]

Bild A.6 Schwepuntsberchnunginterface in PreSto

5 Results		
Wing mass	m_W	5499 [kg]
Fuselage mass	m_F	6079 [kg]
Horizontal tail mass	m_{HT}	927 [kg]
Vertical tail mass	m_{VT}	402 [kg]
Tail mass	m_T	1329 [kg]
Nose gear mass	m_{GN}	434 [kg]
Main gear mass	m_{GM}	2444 [kg]
Landing gear mass	m_G	2878 [kg]
Nacelle mass	m_N	1315 [kg]
Structure mass	m_{BTRKT}	17100 [kg]
Power plant mass	m_{PP}	5125 [kg]
Systems & items mass	m_{BSJ}	9271 [kg]
Operation Empty Weight	m_{OE}	31495 [kg]
Maximum Takeoff Weight	m_{MTO}	63690 [kg]
Maximum Zero Fuel Weight	m_{-PW}	45100 [kg]
CG Plane	x_{Mbr}	13,84 [m]

Bild A.7 Ergebnisseinterface in PreSTo

Anhang B

ChoseTorenbeek88methode Makroquellcode

```

Sub ChoseTorenbeek88methode()

Application.Calculation = xlCalculationManual

'hiding another rows
  Application.Goto Reference:="area_raymer89, area_roskamV"
  Selection.RowHeight = 0

' Unhiding "Torenbeek88" rows
  Application.Goto Reference:="area_torenbeek88"
  Selection.RowHeight = 14.25
  Range("AA6").value = "Torenbeek88"

'Iteration for wing mass
  mw1 = 0
  Do
    mw1 = mw1 + 1
    mMZF = Range("AH101").value + mw1
    mw2 = (mMZF ^ 0.7) * Range("AH97").value
  Loop While mw1 < mw2
  Range("AH102").value = mw1

  Range("A7").Select
  Application.Calculation = xlCalculationAutomatic

End Sub

```

Anhang C

Beladungsdiagramm aus PreSTo

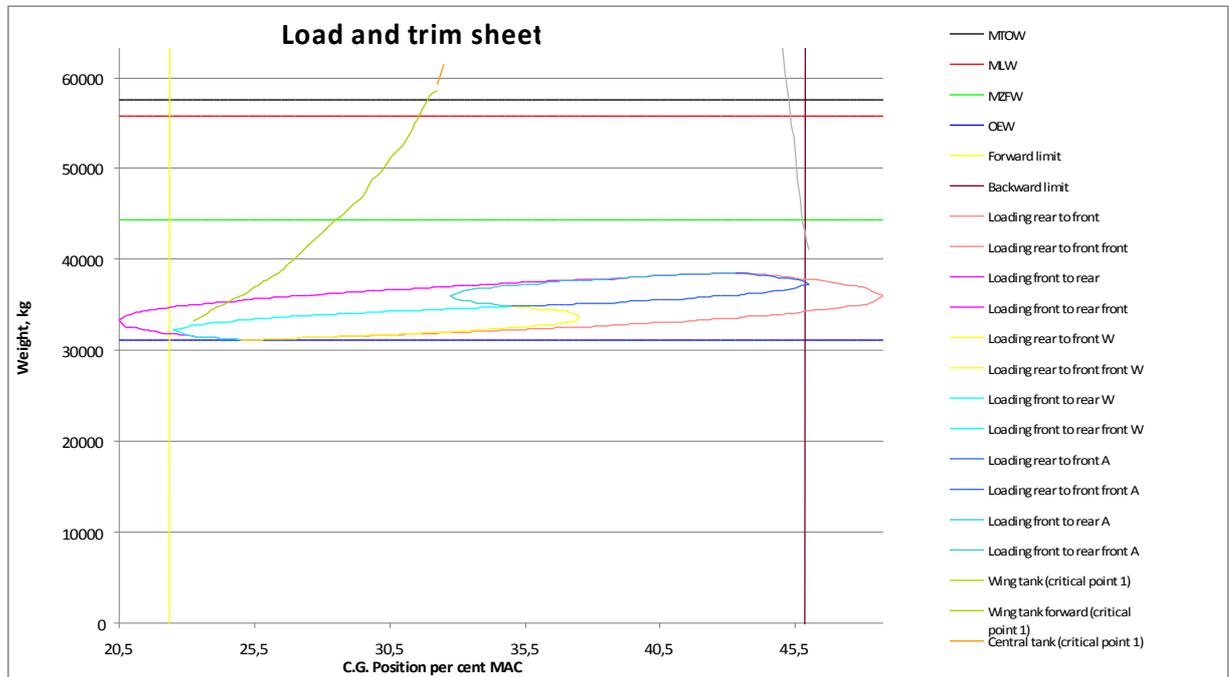


Bild C.1 Beladungsdiagramm aus PreSTo