



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Hamburg University of Applied Sciences

Diplomarbeit

Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau

**Interaktive Parametervariation
zur Einstellung eines geeigneten Stabilitätsmaßes
für BWB-Flugzeugkonfigurationen**

Florian Bansa

29. Oktober 2004



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Fachbereich Fahrzeugtechnik + Flugzeugbau
Berliner Tor 9
20099 Hamburg

in Zusammenarbeit mit:

EADS Airbus Deutschland GmbH
EDXCW
Kreetslag 10
21129 Hamburg

Verfasser: Florian Bansa
Abgabedatum: 29.10.2004

1. Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME
2. Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Hartmut Zingel

Industrieller Betreuer: Dipl.-Ing. Joachim Loerke

Kurzreferat

Bei Flugzeugen in der Konfiguration des Blended-Wing-Body (BWB) sind die Passagierkabine, die Nutzlast sowie die Systeme in einer nutzlastumhüllenden Flügelprofilstruktur untergebracht. Es gibt keine Aufteilung in Rumpf und Flügel wie bei konventionellen Konfigurationen. Daraus ergibt sich bei der BWB-Konfiguration eine Abhängigkeit der Lage des Schwerpunktes und des aerodynamischen Neutralpunktes von der Grundrissgeometrie. Der Abstand von Schwerpunkt und Neutralpunkt ist kennzeichnend für das Stabilitätsmaß des Flugzeuges.

Diese Arbeit beschäftigt sich mit der Entwicklung eines Verfahrens, das es ermöglicht den Gesamtschwerpunkt und den Neutralpunkt einer BWB-Konfiguration zu bestimmen, um so eine Aussage über die Längsstabilität zu treffen. Über Parameter der Grundrissgeometrie und der Massenverteilung der Konfiguration soll ein geeignetes Stabilitätsmaß eingestellt werden können. Ausgegangen wird bei dieser Arbeit von Untersuchungen innerhalb des EU-Projektes VELA (Very Efficient Large Aircraft).

Für das Verfahren wird eine BWB-Konfiguration in allgemeiner Form durch ihre elementaren Bauteile idealisiert. Diese Bauteile werden mit Gewichtsfunktionen belegt wodurch sich der Gesamtschwerpunkt der Konfiguration bestimmen lässt. Parallel hierzu wird im Verfahren der aerodynamische Neutralpunkt zur Grundrissgeometrie der BWB-Konfiguration ermittelt. Der Grundriss und die Massenverteilung können dann durch geeignete Parameter so variiert werden, dass sich ein gewünschtes Stabilitätsmaß einstellt.

Ergebnis der Arbeit ist ein auf *Microsoft Excel* basierendes PC-Programm, mit dem unter Angabe relativ weniger Eingangsparameter recht genaue Aussagen bezüglich des Stabilitätsmaßes einer BWB-Konfiguration abhängig von Grundriss und Massenverteilung getroffen werden können.

Abstract

The Blended-Wing-Body aircraft configuration (BWB) has a thick airfoil-shaped fuselage section that combines cabin, payload and systems into a single lifting surface. There is no subdivision into fuselage and wing as it is done with conventional configurations. This matter of fact results for BWB-configurations in a dependence of the location of the center of gravity and the neutral point on its planform. The distance between the center of gravity and the neutral point is characteristic for the static margin of longitudinal stability.

In this diploma thesis a method is developed which makes it possible to predict the location of the center of gravity and the neutral point of a BWB-configuration so that you get information regarding the static margin. By adjusting parameters of the planform and the mass distribution the method should afford to fit the static margin to a wanted value. The thesis is based on examinations inside the EU-project VELA (Very Efficient Large Aircraft).

For the method a BWB-configuration is generally idealized by its basic components. These components are provided with weight functions so that the center of gravity of the entire configuration can be determined. In addition the neutral point of the BWB-configuration is calculated in this method. After that the planform and the mass distribution can be adjusted by suitable parameters in such a way that the wanted value for the static margin is reached.

Result of this thesis is a PC-program that is based on *Microsoft Excel*. By the input of a manageable number of parameters you can come to quite exact conclusions regarding the static margin of a BWB-configuration in dependence of its planform and its mass distribution.



Interaktive Parametervariation zur Einstellung eines geeigneten Stabilitätsmaßes für BWB-Flugzeugkonfigurationen

Aufgabenstellung zur *Diplomarbeit* gemäß Prüfungsordnung

Hintergrund

Das Stabilitätsmaß ist gekennzeichnet durch den Abstand von Schwerpunkt und Neutralpunkt. Bei konventionellen Flugzeugen kann das Stabilitätsmaß vergleichsweise einfach festgelegt werden durch ein Verschieben des Flügels gegenüber Rumpf und Leitwerk. Bei Flugzeugen hingegen, die in der Konfiguration des Blended-Wing-Body (BWB) oder Nurflügelflugzeugs (Flying Wing) entworfen sind, ist dieses Vorgehen nicht möglich, denn es gibt keine Aufteilung in Rumpf und Flügel: die Passagierkabine, die Nutzlast sowie die Systeme sind nicht in einem konventionellen Rumpf, sondern in einer nutzlastumhüllenden Flügelprofilstruktur untergebracht. Hier kann die Lage des Stabilitätsmaßes nur verändert werden über geeignete Parameter der Grundrissgeometrie oder der Massenverteilung.

Aufgabe

Im Rahmen dieser Diplomarbeit soll ein PC-Programm erstellt werden, das folgende Fähigkeiten hat:

- Abschätzung der Schwerpunkte einzelner Bauteile einer BWB-Flugzeugkonfiguration aus einer Idealisierung der Bauteilmassen und deren Positionen.
- Berechnung des Gesamtschwerpunktes der Konfiguration.
- Berechnung des aerodynamischen Neutralpunktes zum aktuellen Grundriss.
- Benutzerführung in einem interaktiven und iterativen Prozess zur Ermittlung eines geeigneten Stabilitätsmaßes über die Anpassung des Grundrisses durch Wahl von Geometrieparametern oder durch die Variation der Massenverteilung.

Ausgegangen wird dabei von Untersuchungen innerhalb des EU-Projektes VELA (Very Efficient Large Aircraft).

In einem Bericht sollen die flugmechanischen und programmtechnischen Grundlagen beschrieben werden sowie die Schritte und Verfahren zur Integration der Lösung. Das PC-Programm ist an einem Beispiel zu testen. Bei der Erstellung des Berichtes sind die entsprechenden DIN-Normen zu beachten. Die Diplomarbeit soll ein englisches Abstract und ein deutsches Kurzreferat erhalten.

Die Diplomarbeit wird bei Airbus Deutschland durchgeführt. Industrieller Betreuer ist Dipl.-Ing. Joachim Loerke (Abt. EDXCW).

Erklärung

Ich versichere, dass ich diese Diplomarbeit ohne fremde Hilfe selbstständig verfasst und nur die angegebenen Quellen und Hilfsmittel benutzt habe. Wörtlich oder dem Sinn nach aus anderen Werken entnommene Stellen sind unter Angabe der Quellen kenntlich gemacht.

.....
Datum Unterschrift

Inhalt

	Seite
Verzeichnis der Bilder.....	10
Verzeichnis der Tabellen.....	13
Liste der Symbole.....	14
Liste der Abkürzungen.....	17
Verzeichnis der Begriffe und Definitionen.....	18
1 Einleitung	19
1.1 Motivation.....	19
1.2 Ziel der Arbeit.....	20
1.3 Aufbau der Arbeit.....	21
2 Vorstellung der Basiskonfigurationen	23
3 Ableitung der Geometrieparameter	28
3.1 Koordinatensystem.....	28
3.2 Flügelgrundriss.....	29
3.3 Flügelschnitte.....	34
3.4 Kabine und Frachtraum.....	35
3.5 Nase.....	36
3.6 Tanks.....	38
3.7 Movable.....	40
3.8 Slats.....	42
3.9 Fahrwerk.....	43
3.9.1 Bugfahrwerk.....	44
3.9.2 Hauptfahrwerk.....	44
3.10 Triebwerke.....	46
3.11 Seitenleitwerk.....	46
4 Flugmechanik	49
4.1 Statische Stabilität der Längsbewegung.....	49
4.2 Getrimmter Flugzustand.....	52
5 Massen und Schwerpunkte	56
5.1 Massenaufteilung der Konfiguration.....	56
5.1.1 Flächenlasten.....	56
5.1.2 Streckenlasten.....	59
5.1.3 Punktlasten.....	61
5.1.4 Sonstige Gewichte.....	61
5.1.5 Zusammenfassung.....	63

5.2	Schwerpunktlagen.....	64
5.2.1	Einzel Schwerpunkte	64
5.2.2	Gesamtschwerpunkt	68
6	Programmierung des Verfahrens	70
6.1	Programmaufbau	70
6.1.1	Arbeitsblatt <i>Entry</i>	71
6.1.2	Arbeitsblatt <i>Data Input</i>	73
6.1.3	Arbeitsblatt <i>Section</i>	74
6.1.4	Arbeitsblatt <i>Weights</i>	75
6.1.5	Arbeitsblatt <i>Planform</i>	78
6.1.6	Arbeitsblatt <i>Output</i>	84
6.2	Möglichkeiten und Grenzen von <i>StabilityControl</i>	84
7	Parameterstudien mit <i>StabilityControl</i>	86
7.1	Variation der Vorderkantenpfeilung des Innenflügels	86
7.2	Variation des Verhältnisses Kabinenbreite zu Spannweite.....	91
8	Zusammenfassung	96
	Literaturverzeichnis	97
	Anhang A Installation von <i>StabilityControl</i>	99
	Anhang B Vollständige Daten der Parameterstudien	103

Verzeichnis der Bilder

Bild 1.1	Entwicklung des Luftverkehrs bis 2020.....	19
Bild 1.2	Beispiel einer BWB-Flugzeugkonfiguration.....	20
Bild 2.1	Kabinengrundriss VELA1.....	23
Bild 2.2	Kabinengrundriss VELA2.....	24
Bild 2.3	Basiskonfiguration VELA1.....	25
Bild 2.4	Basiskonfiguration VELA2.....	25
Bild 2.5	Fahrwerksauslegung am Beispiel VELA2.....	26
Bild 2.6	Anordnung der Movable's am Beispiel VELA2.....	26
Bild 2.7	Anordnung der Tanks am Beispiel VELA2.....	27
Bild 3.1	Koordinatensystem.....	28
Bild 3.2	Aufteilung der Grundrissgeometrie.....	29
Bild 3.3	Definition eines einzelnen Trapezes.....	30
Bild 3.4	Flächenschwerpunkte eines einzelnen Trapezflügels.....	33
Bild 3.5	Profilgeometrie.....	34
Bild 3.6	Definition des Kabinenvolumens.....	35
Bild 3.7	Definition des Nasenvolumens.....	37
Bild 3.8	Definition des Volumens eines Tanks.....	38
Bild 3.9	Definition des Volumens eines Movable's.....	41
Bild 3.10	Definition des Volumens eines Slats.....	43
Bild 3.11	Definition des Volumens eines Bugfahrwerks.....	44
Bild 3.12	Definition des Volumens eines Hauptfahrwerks.....	45
Bild 3.13	Definition einer Seitenleitwerksfläche.....	47
Bild 4.1	Nickmoment bei statisch stabilem Flugverhalten.....	49
Bild 4.2	Nickmoment bei statisch instabilem Flugverhalten.....	50
Bild 4.3	Nullmoment und Auftrieb im Neutralpunkt.....	51
Bild 4.4	Druckpunktwanderung.....	53
Bild 4.5	Profil mit positiver Wölbung.....	54
Bild 4.6	Profile mit positivem Nickmoment.....	55
Bild 5.1	Pressurized Areas am Beispiel VELA2.....	60
Bild 5.2	Erstreckungen von Außenflügel, Tanks und Triebwerken.....	68
Bild 6.1	Aufbau einer GEO-Datei.....	72
Bild 6.2	Graphische Aufbereitung einer GEO-Datei.....	72
Bild 6.3	Arbeitsblatt <i>Entry</i>	73
Bild 6.4	Arbeitsblatt <i>Data Input</i>	74
Bild 6.5	Arbeitsblatt <i>Section</i>	75
Bild 6.6	Massenaufteilung bezogen auf die Betriebsleermasse.....	76
Bild 6.7	Massenaufteilung bezogen auf die maximale Abflugmasse.....	76
Bild 6.8	CG-Diagramm.....	77
Bild 6.9	Arbeitsblatt <i>Planform</i>	78
Bild 6.10	Programm <i>Wingchar</i>	80

Bild 6.11	Ergebnisdatei aus <i>Wingchar</i>	80
Bild 6.12	Grundrissgeometrie	81
Bild 6.13	Grundrissgeometrie mit angepasstem Grundriss.....	82
Bild 6.14	Neuer Grundrissgeometrie	82
Bild 6.15	Neuer Grundrissgeometrie mit Neutralpunkt.....	83
Bild 6.16	Arbeitsblatt <i>Output</i>	84
Bild 7.1	Grundrisse von VELA1 und VELA2	86
Bild 7.2	Betrachtete Grundrissgeometrien	88
Bild 7.3	Absolute Schwerpunkt- und Neutralpunktlagen	89
Bild 7.4	Relative Schwerpunkt- und Neutralpunktlagen	89
Bild 7.5	Stabilitätsmaß bei MTOW und MZFW.....	90
Bild 7.6	BWB-Familie von Boeing.....	91
Bild 7.7	Betrachtete Grundrissgeometrien	92
Bild 7.8	Absolute Schwerpunkt- und Neutralpunktlagen	93
Bild 7.9	Relative Schwerpunkt- und Neutralpunktlagen	94
Bild 7.10	Stabilitätsmaß bei MTOW und MZFW.....	94
Bild A.1	Aufrufen des <i>Visual Basic</i> -Editors	99
Bild A.2	Anpassen des Programmcodes im Arbeitsblatt <i>Output</i>	100
Bild A.3	Anpassen des Programmcodes im Arbeitsblatt <i>Planform</i>	101
Bild A.4	Anpassen des Programmcodes im Arbeitsblatt <i>Planform</i>	101
Bild A.5	Anpassen des Programmcodes im Modul 3	102
Bild A.6	Anpassen des Programmcodes im Modul 3	102
Bild B.1	Arbeitsblatt <i>Data Input</i> VELA1	103
Bild B.2	Arbeitsblatt <i>Planform</i> VELA1	104
Bild B.3	Massenaufteilung bezogen auf OWE VELA1	105
Bild B.4	CG-Diagram VELA1	105
Bild B.5	Arbeitsblatt <i>Data Input</i> VELA1b	106
Bild B.6	Arbeitsblatt <i>Planform</i> VELA1b	107
Bild B.7	Massenaufteilung bezogen auf OWE VELA1b	108
Bild B.8	CG-Diagram VELA1b	108
Bild B.9	Arbeitsblatt <i>Data Input</i> VELA2b	109
Bild B.10	Arbeitsblatt <i>Planform</i> VELA2b	110
Bild B.11	Massenaufteilung bezogen auf OWE VELA2b	111
Bild B.12	CG-Diagram VELA2b	111
Bild B.13	Arbeitsblatt <i>Data Input</i> VELA2	112
Bild B.14	Arbeitsblatt <i>Planform</i> VELA2	113
Bild B.15	Massenaufteilung bezogen auf OWE VELA2	114
Bild B.16	CG-Diagram VELA2	114
Bild B.17	Arbeitsblatt <i>Data Input</i> 250-Sitzer	115
Bild B.18	Arbeitsblatt <i>Planform</i> 250-Sitzer	116
Bild B.19	Massenaufteilung bezogen auf OWE 250-Sitzer	117
Bild B.20	CG-Diagram 250-Sitzer	117
Bild B.21	Arbeitsblatt <i>Data Input</i> 350-Sitzer	118

Bild B.22	Arbeitsblatt <i>Planform</i> 350-Sitzer	119
Bild B.23	Massenaufteilung bezogen auf OWE 350-Sitzer	120
Bild B.24	CG-Diagramm 350-Sitzer	120
Bild B.25	Arbeitsblatt <i>Data Input</i> 450-Sitzer	121
Bild B.26	Arbeitsblatt <i>Planform</i> 450-Sitzer	122
Bild B.27	Massenaufteilung bezogen auf OWE 450-Sitzer	123
Bild B.28	CG-Diagramm 450-Sitzer	123
Bild B.29	Arbeitsblatt <i>Data Input</i> 550-Sitzer	124
Bild B.30	Arbeitsblatt <i>Planform</i> 550-Sitzer	125
Bild B.31	Massenaufteilung bezogen auf OWE 550-Sitzer	126
Bild B.32	CG-Diagramm 550-Sitzer	126

Verzeichnis der Tabellen

Tabelle 3.1	Grundrissparameter am Beispiel der Basiskonfigurationen	32
Tabelle 5.1	Ableitung der Flächenlasten	57
Tabelle 5.2	Ableitung der Streckenlasten	60
Tabelle 5.3	Ableitung der Punktlasten.....	61
Tabelle 5.4	Ableitung der Lasten abhängig von der Passagieranzahl	62
Tabelle 5.5	Ableitung des Gewichts der Türen	63
Tabelle 5.6	Schwerpunktslagen Outer Wing	64
Tabelle 5.7	Schwerpunktslagen Transition Wing.....	65
Tabelle 5.8	Schwerpunktslagen Center Wing.....	65
Tabelle 5.9	Schwerpunktslage Vertical Tail.....	65
Tabelle 5.10	Schwerpunktslagen Landing Gears	65
Tabelle 5.11	Schwerpunktslagen Pylons	66
Tabelle 5.12	Schwerpunktslagen Equipped Engines.....	66
Tabelle 5.13	Schwerpunktslage APU	66
Tabelle 5.14	Schwerpunktslagen Flight Controls.....	66
Tabelle 5.15	Schwerpunktslagen Furnishing.....	66
Tabelle 5.16	Schwerpunktslagen Systems.....	67
Tabelle 5.17	Schwerpunktslagen Operator and operational Equipment.....	67
Tabelle 5.18	Schwerpunktslagen Payload	67
Tabelle 5.19	Schwerpunktslage Fuel	68
Tabelle 7.1	Geometrieparameter.....	87
Tabelle 7.2	Geometrieparameter.....	93

Liste der Symbole

A	Streckung (aspect Ratio)
b	Spannweite
b_s	strukturelle Spannweite
C	Beiwert bezogen auf das ganze Flugzeug
c	Profiltiefe (chord) <i>oder</i> Beiwert eines Profils
C_L	Auftriebsbeiwert
c_M, C_M	Nickmomentenbeiwert
c_{MAC}	mittlere aerodynamische Flügeltiefe (mean aerodynamic chord)
C_V	Leitwerksvolumenbeiwert des Seitenleitwerks
d	Durchmesser
h	Höhe
i	Einstellwinkel
l	Länge
m_{MF}	maximale Kraftstoffmasse
m_{MTO}	maximale Abflugmasse
m_{MZF}	maximale Leertankmasse
M	Machzahl
n_{lim}	sicheres Lastvielfaches (limit load factor)
n_{ult}	Bruchlastfaktor (ultimate load factor)
N	Anzahl
S	Fläche
t	Profildicke (thickness)
V	Volumen
w	Breite (width)
x	Entfernung von einem Nullpunkt parallel zum Kabinenboden in Richtung Heck des Flugzeugs
y	Entfernung von der Symmetrieebene in Richtung Spannweite
z	Entfernung von einem Nullpunkt senkrecht zur x-y-Ebene nach oben

Griechische Symbole

α	Anstellwinkel
ε_t	Schränkung
λ	Zuspitzung

ρ	Dichte
φ	Pfeilung
ϕ'	Drehwinkel um die x'-Achse
ψ	Drehwinkel um die y-Achse

Indizes

$()_{APU}$	auxiliary power unit
$()_{baggage}$	Gepäck (baggage)
$()_C$	Kabine (cabin)
$()_{CA}$	Flächenschwerpunkt (center of area)
$()_{CC}$	Frachtraum (cargo compartment)
$()_{CG}$	Schwerpunkt (center of gravity)
$()_{CL}$	Mittellinie (center line)
$()_{CP}$	Druckpunkt (center of pressure)
$()_{cw}$	center wing
$()_{fuel}$	Treibstoff (fuel)
$()_{door}$	Tür (door)
$()_{double}$	doppelt (double)
$()_e$	Gleichgewicht (equilibrium)
$()_E$	Triebwerk (engine)
$()_{fwd}$	vorne (forward)
$()_i$	innen (inner)
$()_{LE}$	Vorderkante (leading edge)
$()_{LEMAC}$	Vorderkante der mittleren aerodynamischen Flügeltiefe des Flügels (leading edge mean aerodynamic chord)
$()_{lo}$	unten (lower)
$()_{mid}$	mittlerer Wert (middle)
$()_{MV}$	Movable
$()_{MLG}$	Hauptfahrwerk (main landing gear)
$()_{NLG}$	Bugfahrwerk (nose landing gear)
$()_{NS}$	Nase
$()_{NP}$	Neutralpunkt des Gesamtflugzeugs (neutral point)
$()_n$	Nummerierung

$()_o$	außen (outer)
$()_{ow}$	outer wing
$()_{PAX}$	Passagiere (passenger, pax)
$()_{PW}$	Druckwand (pressure wall)
$()_{pylon}$	Triebwerksgondel (pylon)
$()_r$	Flügelwurzel (root)
$()_{ref}$	Referenzwert
$()_{rwd}$	hinten (rearward)
$()_S$	Fläche
$()_{single}$	einfach (single)
$()_t$	Flügelspitze (tip)
$()_{TE}$	Hinterkante (trailing edge)
$()_{TK}$	Tank
$()_{tw}$	transition wing
$()_{up}$	oben (upper)
$()_V$	Seitenleitwerk (vertical tail)
$()_W$	Flügel (wing)
$(\bar{)}$	bezogen auf die aerodynamische Flügeltiefe

Liste der Abkürzungen

AC	aerodynamic center <i>oder</i> Advisory Circular (Herausgeber: FAA)
BC	business class
APU	auxiliary power unit
BWB	blended-wing-body
CA	center of area
CG	center of gravity
CP	center of pressure
CV	center of volume
FAA	Federal Aviation Administration
FC	first class
JAR	Joint Aviation Requirements
LE	leading edge
LEMAC	leading edge mean aerodynamic chord
MAC	mean aerodynamic chord
MWE	manufacturer's weight empty
MTOW	maximum take-off weight
MZFW	maximum zero fuel weight
NP	neutral point
OEW	operational weight empty
SSP	standard passenger payload
TE	trailing edge
VELA	Very Efficient Large Aircraft
WWW	World Wide Web
YC	economy class

Verzeichnis der Begriffe und Definitionen

Blended-Wing-Body

Beim Blended-Wing-Body handelt es sich um eine spezielle Form eines Nurflügelflugzeugs. Man versteht hierunter eine Flugzeugkonfiguration, die aus einem einzigen großen Flügel besteht und keinen Rumpf besitzt. Konventionelle Flugzeugkomponenten wie Nutzlast, Systeme und Höhenleitwerk sind in der nutzlastumhüllenden Flügelprofilstruktur untergebracht.

Druckpunkt

"An Tragflügeln ist der Angriffspunkt von Auftrieb und Widerstand (Druckpunkt) abhängig vom Anstellwinkel. Nimmt der Anstellwinkel zu, so wandert der Druckpunkt nach vorn und damit verändern sich auch die Hebelarme für Momentenbetrachtungen. Für die Aufstellung von Momentengleichgewichten am Flugzeug ist es also von Nachteil, den Druckpunkt zu verwenden." (Keilig 2001)

Neutralpunkt

"Am Flügelschnitt, am Tragflügel und auch am Gesamtflugzeug existiert ein Momentenbezugspunkt, an dem das Moment bei gleicher Anströmgeschwindigkeit unabhängig vom Anstellwinkel ist. Dieser Punkt heißt Neutralpunkt." (Keilig 2001)

Schwerpunkt

Der Schwerpunkt ist der Punkt eines starren Körpers, den man sich als Angriffspunkt der Schwerkraft denken kann. Unterstützt man einen Körper in seinem Schwerpunkt, so bleibt er für den Fall, dass nur die Schwerkraft auf ihn wirkt, in jeder Lage im Gleichgewicht. Man kann sich also im Schwerpunkt die gesamte Masse eines Körpers vereinigt denken.

Parametervariation

Das Verändern bzw. Abwandeln von Kennziffern und technischen Daten, die die Leistungsfähigkeit eines Flugzeugs oder allgemein einer Maschine oder eines Werkzeugs charakterisieren.

Stabilität

"Unter Flugstabilität versteht man die Fähigkeit eines Flugzeugs, im Falle einer Störung der Flugbewegung selbstständig ohne korrigierende Steuereingaben des Piloten, wieder in die Ausgangslage des ungestörten Flugzustandes zurückzukehren. Störungen des Flugzustandes können äußere Einflüsse wie z.B. Böen oder kurze ungewollte Steuereingaben des Piloten sein. Man unterscheidet stabiles Flugverhalten, indifferentes Flugverhalten und instabiles Flugverhalten. Im letzteren Fall würde sich das Flugzeug bei einer Störung immer weiter von der Ausgangslage entfernen und den ursprünglichen Flugzustand nicht wieder erreichen...Die Frage nach stabilem Flugverhalten stellt sich um alle drei Flugachsen. Man spricht im Falle der Bewegung um die Querachse von Längs- oder Nickstabilität..." (Keilig 2001)

1 Einleitung

1.1 Motivation

Das ständig ansteigende Luftverkehrsaufkommen, das auch in den kommenden Jahrzehnten noch zunehmen wird (siehe Bild 1.1), macht immer größere Transportkapazitäten erforderlich. Gleichzeitig führt die wachsende Bedeutung der Umweltverträglichkeit zu einer höheren Gewichtung der Emissionen des Luftverkehrs. Eine von der EU-Kommission eingesetzte Beratergruppe hat die Umweltverträglichkeit als eine der wichtigsten Herausforderungen für die Zukunft herausgestellt (**Argüelles 2001**). Dem kann nur durch effizientere d.h. wirtschaftlichere Flugzeuge entgegen gewirkt werden.

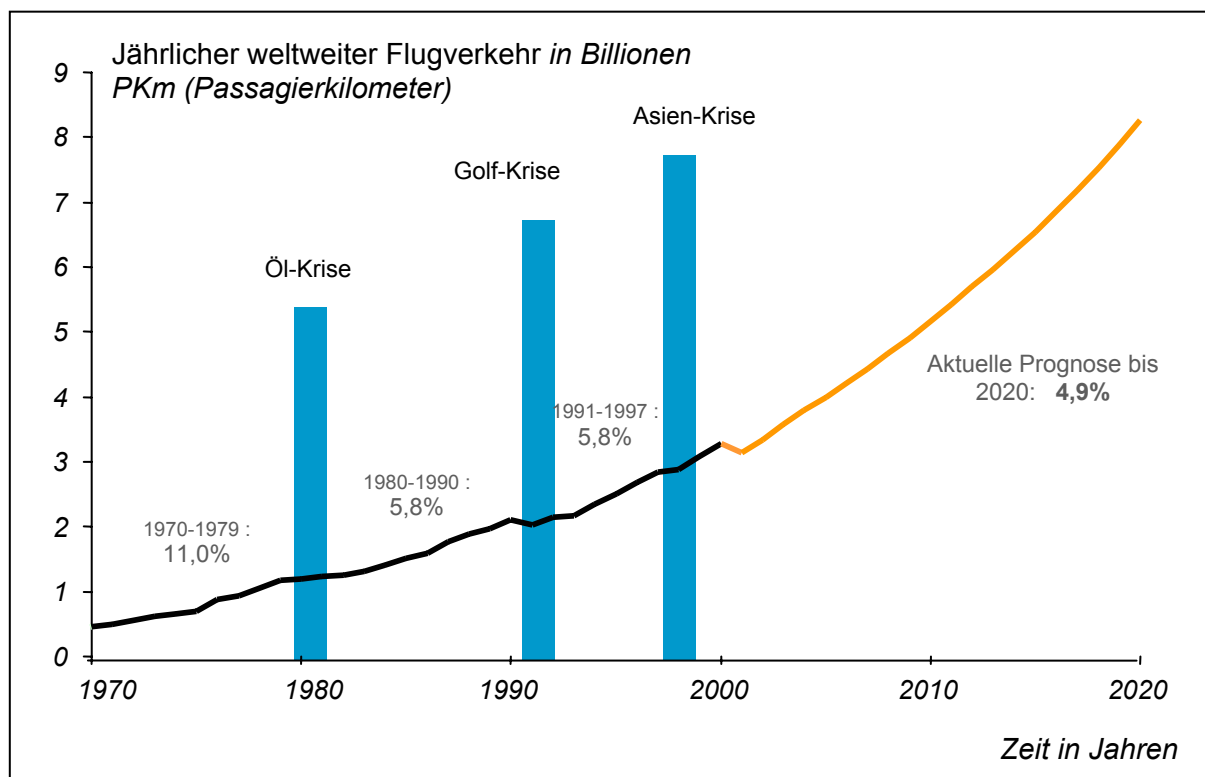


Bild 1.1 Entwicklung des Luftverkehrs bis 2020 (Airbus 2002)

Die konventionellen Flugzeugkonfigurationen stoßen bezüglich der Wirtschaftlichkeit allmählich an ihre Grenzen. Die heute gebräuchlichen Verkehrsflugzeugkonzepte für den hohen Unterschallbereich in Flügel-Rumpf-Bauweise besitzen immer einen die Nutzlast beinhalten den Rumpf, einen Flügel großer Streckung, der den Auftrieb erzeugt, und ein Leitwerk, das für Stabilität und die Steuerbarkeit sorgt. Moderne Flugzeuge in konventioneller Konfiguration in der Größenordnung von 100 bis 450 Passagiere haben einen spezifischen Kraftstoffverbrauch von etwa 2-4kg pro 100 Passagierkilometer. Sie sind bereits so ausgereift, dass nennenswerte Fortschritte in der Wirtschaftlichkeit nur durch den Einsatz verbesserter Technologien (z.B. Werkstoffe und Antrieb) erzielt werden können. Dies wird bei einem angemessenen Verhältnis von Aufwand zu Nutzen immer schwerer realisierbar.

Eine der am meisten Erfolg versprechenden Konfigurationen auf dem Weg zu höherer Wirtschaftlichkeit und Effizienz stellt die BWB-Konfiguration dar. Hier ist die Nutzlast nicht in einem Rumpf sondern in einer aufgedickten Flügelprofilstruktur untergebracht, was zu einer Minimierung der nicht zum Auftrieb beitragenden Flächen führt. Durch den Wegfall von Flugzeugkomponenten wie Rumpf und Leitwerk wird theoretisch der Interferenzwiderstand vermindert. Hinzu kommt ein geringerer struktureller Aufwand wegen kleinerer Biegemomente, da zusätzlich zum Treibstoff auch die Nutzlast entlang der Spannweite verteilt werden kann. Man verspricht sich von dieser Flugzeugkonfiguration eine Reduzierung des spezifischen Kraftstoffverbrauchs von bis zu 30% pro Passagier bezogen auf heutige moderne Flugzeuge.



Bild 1.2 Beispiel für eine BWB-Flugzeugkonfiguration (**Flug Revue 2001**)

Die BWB-Konfiguration bringt jedoch auch eine stärkere Kopplung aller Entwurfsbereiche mit sich. So ist zum Beispiel die optimale Flügelauslegung von der Nutzlastunterbringung abhängig und hat wiederum Einfluss auf Stabilität und Steuerbarkeit. Weiterhin stehen für den Entwurf dieser Konfiguration kaum Statistiken oder erprobte Entwurfsmethoden zur Verfügung.

Aus diesem Grund soll nun im Rahmen des EU-Projektes VELA eine möglichst breite Wissensbasis für Flugzeuge in der BWB-Konfiguration geschaffen werden, indem extrem verschiedene Konfigurationen entworfen und untersucht werden. Anhand dieser Wissensbasis soll dann ein optimierter Entwurf vorgenommen werden. Zusätzlich sollen innerhalb des Projektes Entwurfsmethoden entwickelt werden, die die speziellen Eigenarten dieser Konfigurationen berücksichtigen.

1.2 Ziel der Arbeit

Eine typische Kopplung von verschiedenen Entwurfsbereichen stellt die starke Abhängigkeit der Lage des Schwerpunktes und des aerodynamischen Neutralpunktes von der Grundrissgeometrie der BWB-Konfiguration dar. Eine Veränderung der Grundrissgeometrie führt zu ei-

ner Verschiebung der Lage des aerodynamischen Neutralpunktes und zieht gleichzeitig eine Lageänderung des Gesamtschwerpunktes der Konfiguration nach sich. Diese Abhängigkeit des Schwerpunktes und des Neutralpunktes vom Grundriss ist von besonderer Bedeutung, da der Abstand dieser beiden Punkte kennzeichnend ist für das Stabilitätsmaß der Längsbewegung des Flugzeuges. Es ist also wichtig über ein Verfahren zu verfügen, dass schon im frühen Entwurf treffende Aussagen über die Lage von Schwerpunkt und Neutralpunkt machen kann.

Bei Flugzeugen in konventioneller Konfiguration kann der Abstand zwischen Schwerpunkt und Neutralpunkt und damit das Stabilitätsmaß dadurch variiert werden, dass der Flügel gegenüber dem Rumpf verschoben wird. Eine solche Verschiebung hat hier auch Auswirkungen auf den Flügelgrundriss (z.B. Fahrwerksintegration). Jedoch sind die gegenseitigen Beeinflussungen nicht so groß, dass sie ausschlaggebend für den frühen Entwurf sind.

Ziel dieser Diplomarbeit ist die Entwicklung einer auf einem PC-Programm basierenden Entwurfsmethode, die es ermöglicht, die Lage von Gesamtschwerpunkt und aerodynamischen Neutralpunkt einer BWB-Flugzeugkonfiguration zu ermitteln. Über die Anpassung der Grundrissgeometrie soll eine bezüglich des Stabilitätsmaßes geeignete Lage der beiden Punkte zueinander eingestellt werden können.

1.3 Aufbau der Arbeit

Der Hauptteil dieser Diplomarbeit ist in folgende Abschnitte unterteilt:

- Abschnitt 2** stellt die im Rahmen des VELA-Projektes bisher untersuchten Konfigurationen VELA1 und VELA2 vor. Diese beiden Konfigurationen stellen als Eingangsbeispiele die Basis für die folgenden Betrachtungen dar.
- Abschnitt 3** leitet Geometrieparameter zur Beschreibung einer BWB-Konfiguration und ihrer Bauteile her unter Einbeziehung zweier bestehender Konfigurationen des VELA-Projektes.
- Abschnitt 4** behandelt die notwendigen flugmechanischen Grundlagen und ermittelt die für das zu entwickelnde Verfahren notwendigen flugmechanischen Kennwerte.
- Abschnitt 5** beschäftigt sich mit der Ermittlung der Massen und Schwerpunktslagen der Bauteile von BWB-Konfigurationen sowie mit der Bestimmung des Gesamtschwerpunktes.

- Abschnitt 6** widmet sich der Art und Weise der Programmierung des zu erstellenden PC-Programmes und erläutert grundlegende Programmschritte.
- Abschnitt 7** erklärt den Ablauf des entwickelten Verfahrens und zeigt das erstellte Programm anhand eines Testbeispiels.
- Abschnitt 8** fasst die Ergebnisse dieser Diplomarbeit zusammen.
- Anhang A** erklärt welche Änderungen im Programmcode des erstellten Programms *StabilityControl* vorgenommen werden müssen, wenn es auf einem PC installiert werden soll.
- Anhang B** enthält alle Parameter und Ergebnisse, die bei der Anwendung des entwickelten Verfahrens in Abschnitt 7 gewählt bzw. ermittelt wurden jedoch für die eigentliche Betrachtungen aus Abschnitt 7 nicht von Bedeutung waren.

2 Vorstellung der Basiskonfigurationen

Bisher wurden innerhalb des Projektes VELA zwei Konfigurationen entworfen, um eine ausreichend breite Wissensbasis im Bereich der BWB-Konfigurationen aufbauen zu können. Diese beiden Konfigurationen sollten gut miteinander vergleichbar und gleichzeitig ausreichend verschieden sein, um viele Entwurfsphänomene zu untersuchen. Die beiden Konfigurationen wurden in jeweils einem einzelnen Entwurfsdurchlauf entwickelt und stellen deshalb keine Optimierungen dar. Eine Optimierung einer weiteren Konfiguration wird in einer späteren Phase des VELA-Projektes erfolgen, sobald ihre Eigenschaften hinreichend analysiert worden sind.

Beide BWB-Konfigurationen VELA1 und VELA2 wurden ausgehend vom Kabinengrundriss entworfen. Die Kabinen beider Konfigurationen sollen 22,86m (900in) breit sein, was 32 Sitzen pro Reihe in der Economy Class entspricht. Es sollen in der Kabine jeweils 750 Passagiere in einer Dreiklassenbestuhlung Platz finden. Die Kabine von VELA1 soll eine möglichst rechteckige Form aufweisen im Gegensatz zur Kabine von VELA2, die eine mehr dreieckige Grundrissform haben soll. Alle Passagiere sollen auf einem Deck untergebracht werden. Der Frachtraum befindet sich auf einem Deck unterhalb der Kabine und soll zusätzlich 10t Fracht aufnehmen können.

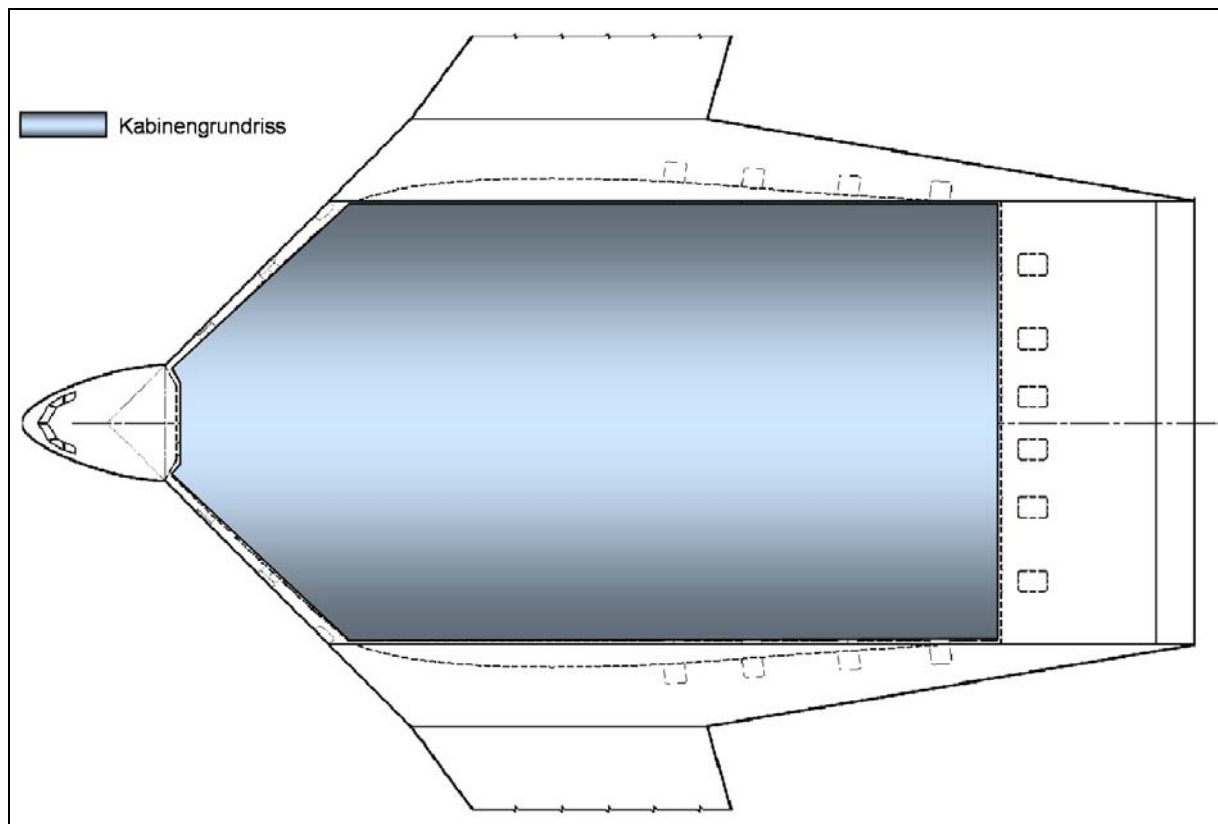


Bild 2.1 Kabinengrundriss VELA1 (Lingnau 2002)

Die unterschiedlichen Anforderungen an die Kabine führen dazu, dass der Innenflügel von VELA1 relativ gering gepfeilt ist, und der Außenflügel deshalb weit vorne positioniert ist. Im

Gegensatz dazu hat der Innenflügel von VELA2 eine große Pfeilung, so dass der Außenflügel eine entsprechend rückwärtige Lage einnimmt. Die größere Pfeilung führt bei gegebener Kabinenbreite zu einer höheren Kabinenlänge und damit gleichzeitig zu einer größeren Profiltiefe des Innenflügels. Dies wiederum ergibt bei vorgegebenen gleichen relativen Profildicken eine größere absolute Profildicke. Dadurch bietet die Konfiguration VELA2 viel Freiraum über der Kabine, der durch Crewrest Compartments genutzt wird.

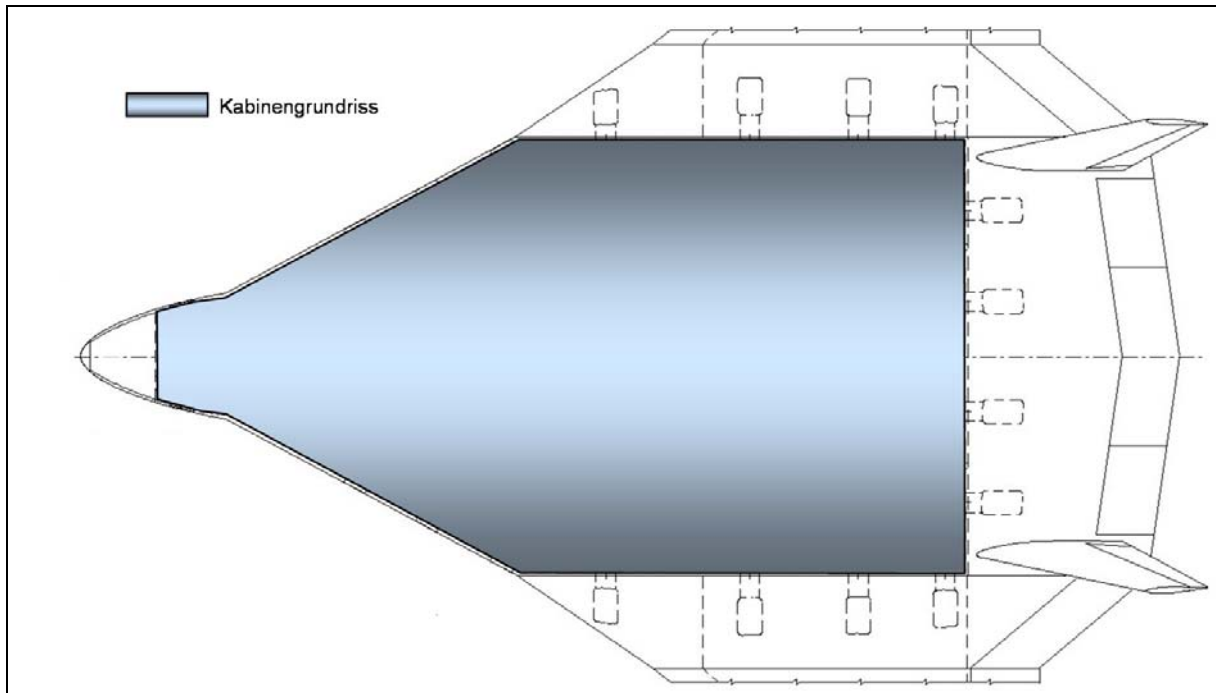


Bild 2.2 Kabinengrundriss VELA2 (Lingnau 2003)

Die Innenflügel der beiden Konfigurationen wurden so gestaltet, dass mit den Anforderungen der festen Kabinenbreite und Pfeilung die geforderte Kabinengröße erreicht wird. Die Außenflügel wurden dann jeweils so ausgelegt, dass eine günstige Auftriebsverteilung erreicht wird, und sich für beide Konfigurationen ein möglichst ähnlicher Außenflügel ergibt. Als weitere Anforderung ist die Spannweite auf 100m begrenzt.

Bei der Konfiguration VELA2 ist der Außenflügel in Mittellage am Innenflügel angebracht. Bei VELA1 handelt es sich um einen Hochdecker, bei dem der Übergang von Innen- zu Außenflügel bewusst steil verläuft.

Beide Konfigurationen sind mit jeweils vier Triebwerken unter dem Außenflügel ausgestattet. Es wurde bewusst zunächst diese Art der Triebwerksanbindung gewählt, um erst die grundlegenden Probleme, die sich aus der BWB-Konfiguration an sich ergeben, identifizieren zu können. Erst wenn diese Probleme gelöst sind, wird man sich auch mit anderen Triebwerkspositionen befassen, die vor allem hinsichtlich Lärmabschattung günstige Eigenschaften versprechen.

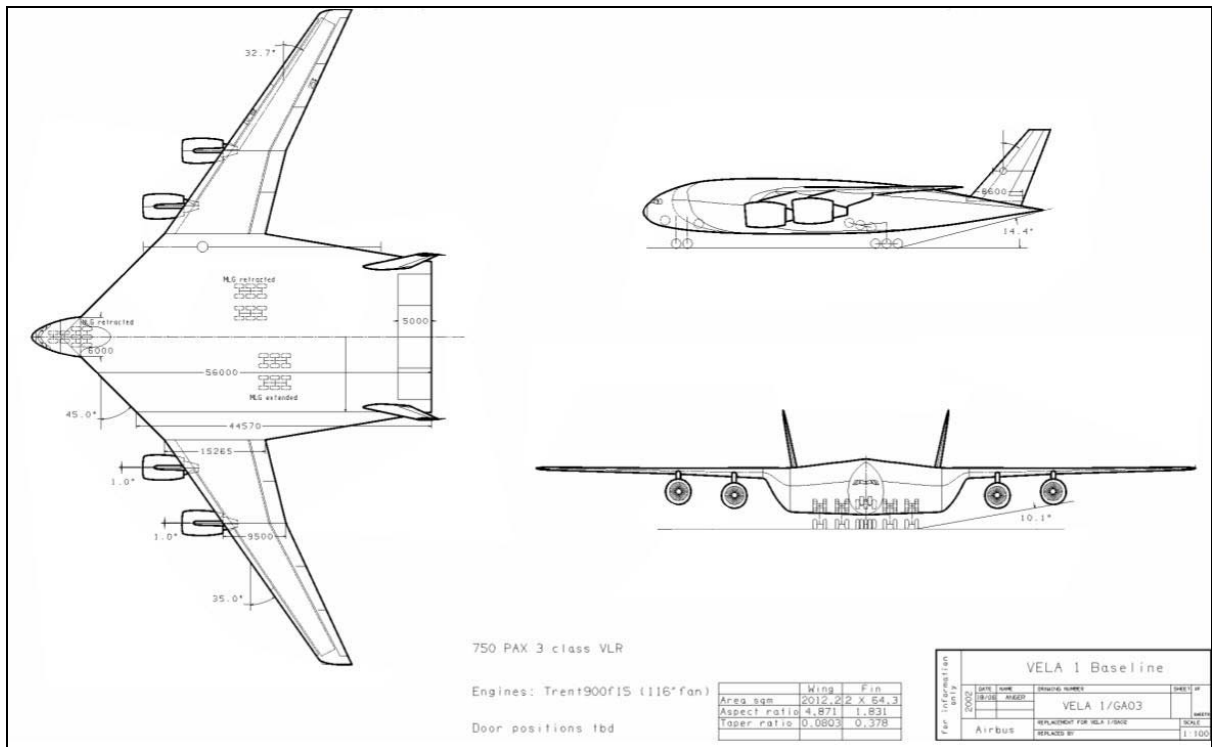


Bild 2.3 Basiskonfiguration VELA1 (Lingnau 2002)

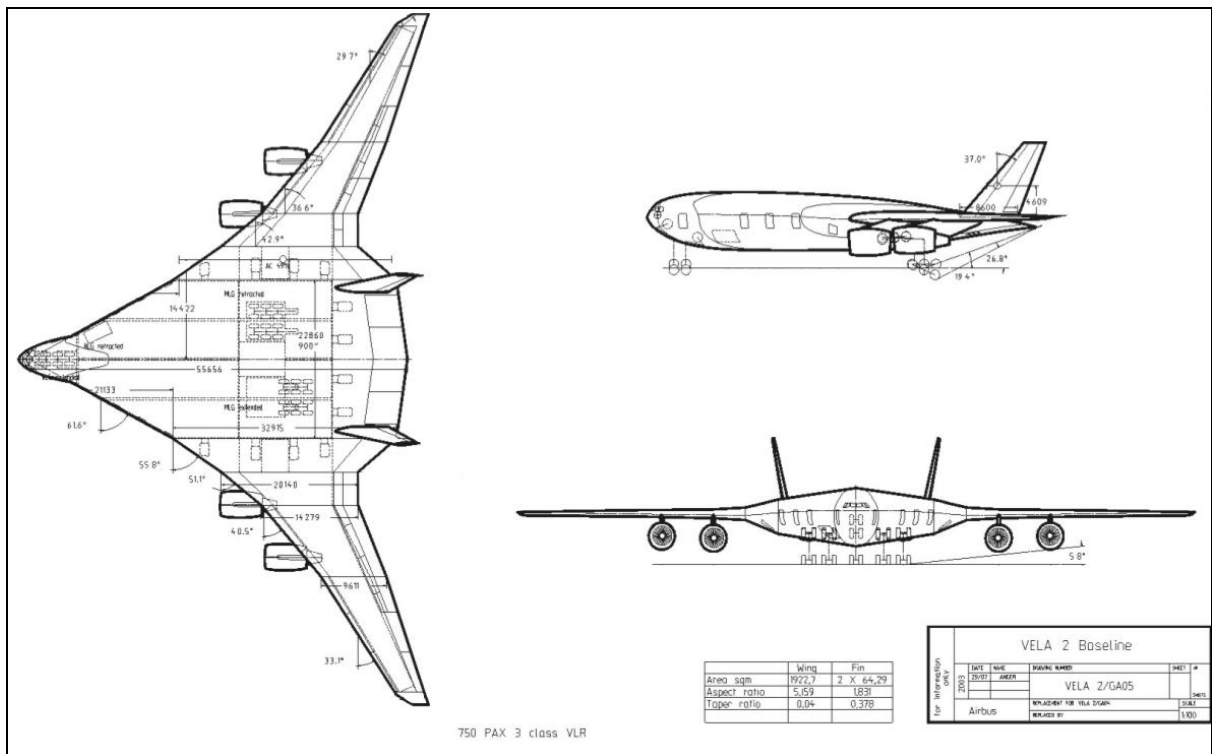


Bild 2.4 Basiskonfiguration VELA2 (Lingnau 2003)

Beide Konfigurationen besitzen ein Doppelseitenleitwerk sowie jeweils vier Hauptfahrwerksbeine und zwei Fahrwerksbeine für das Bugfahrwerk. Die Spurweite des Hauptfahrwerks soll unter 16m liegen. Bild 2.5 zeigt die Fahrwerksauslegung am Beispiel von VELA2.

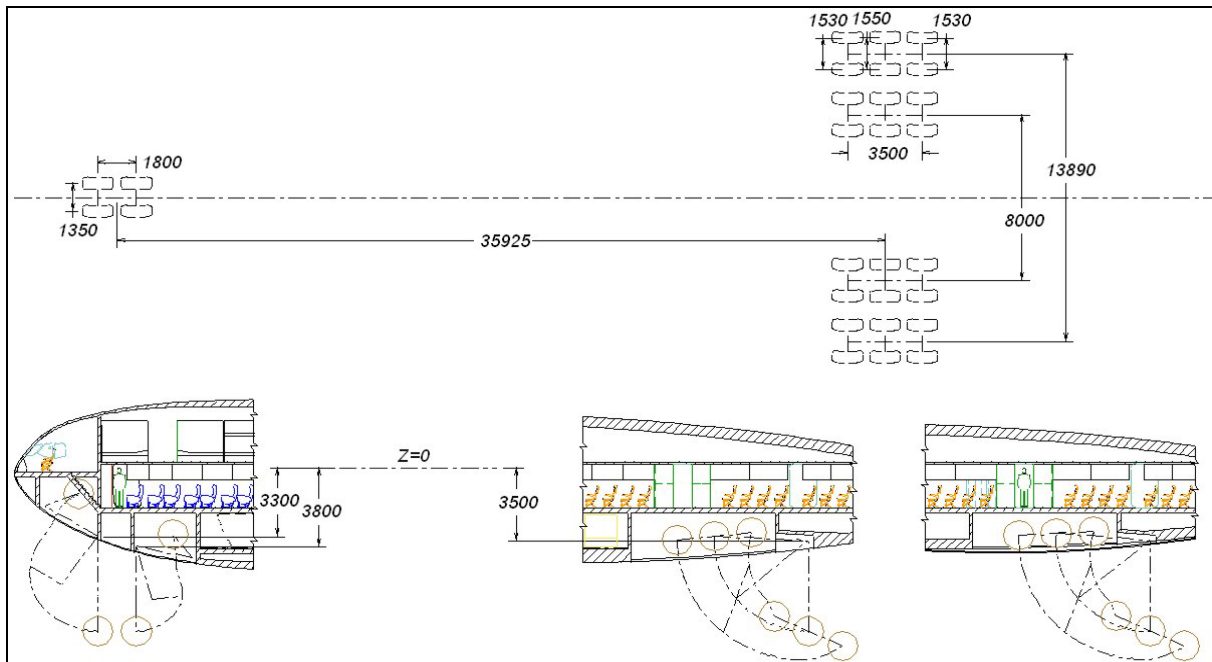


Bild 2.5 Fahrwerksauslegung am Beispiel VELA2 (Lingnau 2003)

Die Außenflügel der Konfigurationen sind wie bei konventionellen Flugzeugen mit Nasenklappen (Slats), Hinterkantenklappen (Flaps) und Querrudern (Ailerons) so genannten Movable ausgestattet. Die Funktion eines konventionellen Höhenleitwerks also Steuerung um die Nickachse und Trimmung übernehmen Movable an der Hinterkante des Innenflügels. Steuerung um die Rollachse wird durch gewöhnliche Querruder gewährleistet. Es können auch Movable zum Einsatz kommen, die eine Mischung aus Höhenruder (Elevator) und Querruder (Aileron) darstellen. Diese werden deshalb als Elevons bezeichnet.

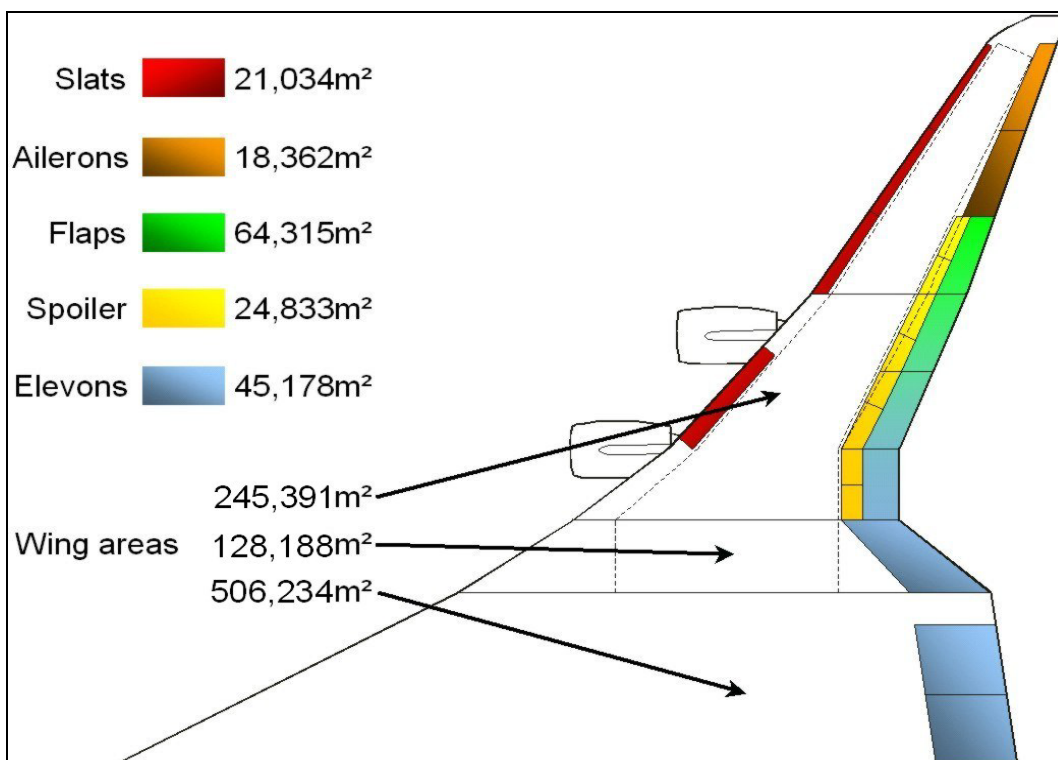


Bild 2.6 Anordnung der Movable am Beispiel VELA2 (Lingnau 2003)

Die beiden BWB-Konfigurationen sollen eine Reichweite von 7650NM (14168km) mit einer Reiseflugmachzahl von 0,85 zurücklegen. Der dazu erforderliche Treibstoff ist wie bei konventionellen Flugzeugen in Flügeltanks untergebracht. Die Anordnung der Tanks ist in Bild 2.7 am Beispiel der Konfiguration VELA2 dargestellt.

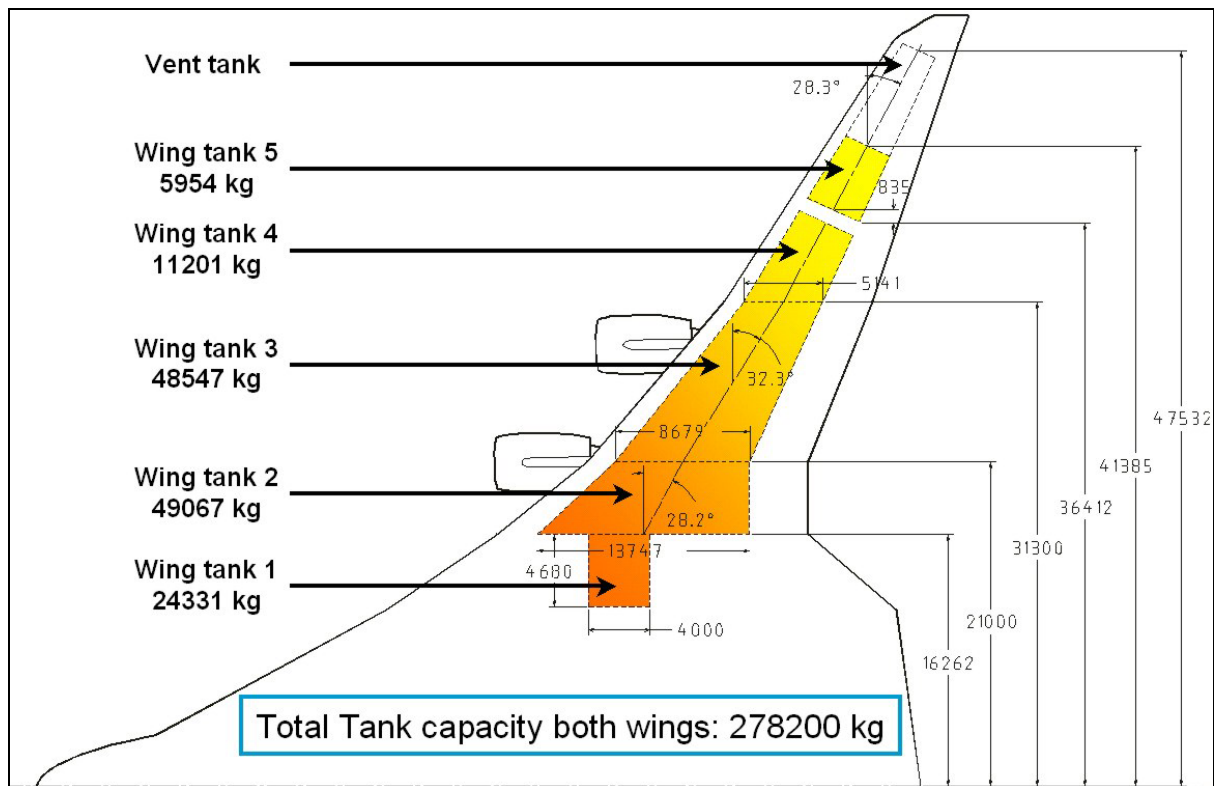


Bild 2.7 Anordnung der Tanks am Beispiel VELA2 (Lingnau 2003)

3 Ableitung der Geometrieparameter

Für das zu entwickelnde PC-Programm ist es notwendig, die Geometrie einer BWB-Konfiguration durch allgemein gültige Parameter zu definieren. Dies beinhaltet sowohl die äußere Geometrie als auch die Geometrie der elementaren inneren Bauteile der Konfiguration wie z.B. Kabine und Tanks. Die Parameter müssen so gewählt werden, dass ihre Anzahl überschaubar bleibt. Zum anderen müssen die Parameter eine möglichst große Flexibilität ermöglichen, um viele verschiedene Geometrien darstellen zu können. Aus diesem Grund werden die Geometrien der elementaren Bauteile in vereinfachter Form definiert, wodurch die Anzahl der Parameter reduziert werden kann. Weiterhin wird zur Ableitung der Parameter von den zwei bereits beschriebenen Konfigurationen des VELA-Projektes (VELA1 und VELA2) ausgegangen, die somit eine Art Orientierung darstellen.

3.1 Koordinatensystem

Als Bezugssystem wird ein rechtsdrehendes, kartesisches Koordinatensystem mit den Achsen x , y und z gewählt. Der Ursprung des körperfesten Koordinatensystems befindet sich an der Vorderkante an der Wurzel des Innenflügels. Die x -Achse verläuft in Richtung Hinterkante des Innenflügels in der Symmetrieebene der Konfiguration. Die x -Achse ist parallel zum Kabinen- bzw. Frachtraumboden angeordnet. Die z -Achse ist nach oben ausgerichtet, so dass sich die y -Achse in die entsprechende spannweite Richtung erstreckt. Alle im Folgenden definierten Koordinaten beziehen sich auf dieses hier vorgestellte Koordinatensystem.

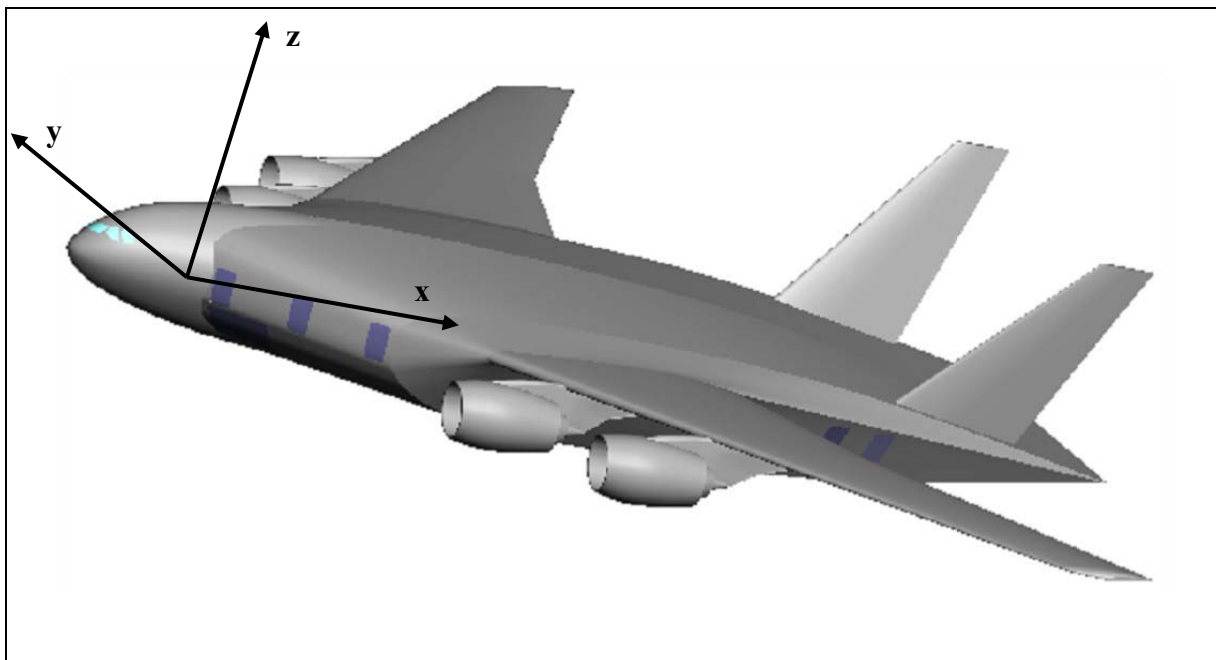


Bild 3.1 Koordinatensystem

3.2 Flügelgrundriss

Aus Gründen einer einfacheren Programmierung wird der Grundriss der BWB-Konfiguration als Mehrfachtrapezflügel aufgebaut. Flügelgrundrisse mit eventuell gekrümmten Vorder- oder Hinterkanten müssen also in erster Näherung durch mehrere Geraden idealisiert werden. Der Grundriss der Konfigurationen VELA1 und VELA2 besteht aus vier bzw. sechs Trapezen pro Halbspannweite. Da der Aufbau des Grundrisses bei VELA2 schon sehr komplex ist, wird für das zu erstellende Verfahren eine Anzahl von sechs Trapezen pro Halbspannweite als ausreichend betrachtet, um möglichst flexibel bei der Erstellung von Grundrissgeometrien zu sein.

Jedes der sechs einzelnen Trapeze besitzt folgende Bezeichnungen und Funktionen:

- Das innerste Trapez wird als **"Center Wing"** bezeichnet. Hier ist immer die Nutzlast untergebracht. Das heißt im Center Wing befinden sich immer Kabine und Frachtraum der Konfiguration.
- Der so genannte **"Transition Wing"** stellt die Verbindung des Center Wings zum Außenflügel dar, wobei in der Regel ein Übergang von großen zu kleinen Profildicken erfolgt.
- Der Außenflügel der Konfiguration kann in maximal vier Abschnitte unterteilt werden, die jeweils als **"Outer Wing"** bezeichnet werden. In den Outer Wings befindet sich in der Regel ein großer Teil der Tanks.

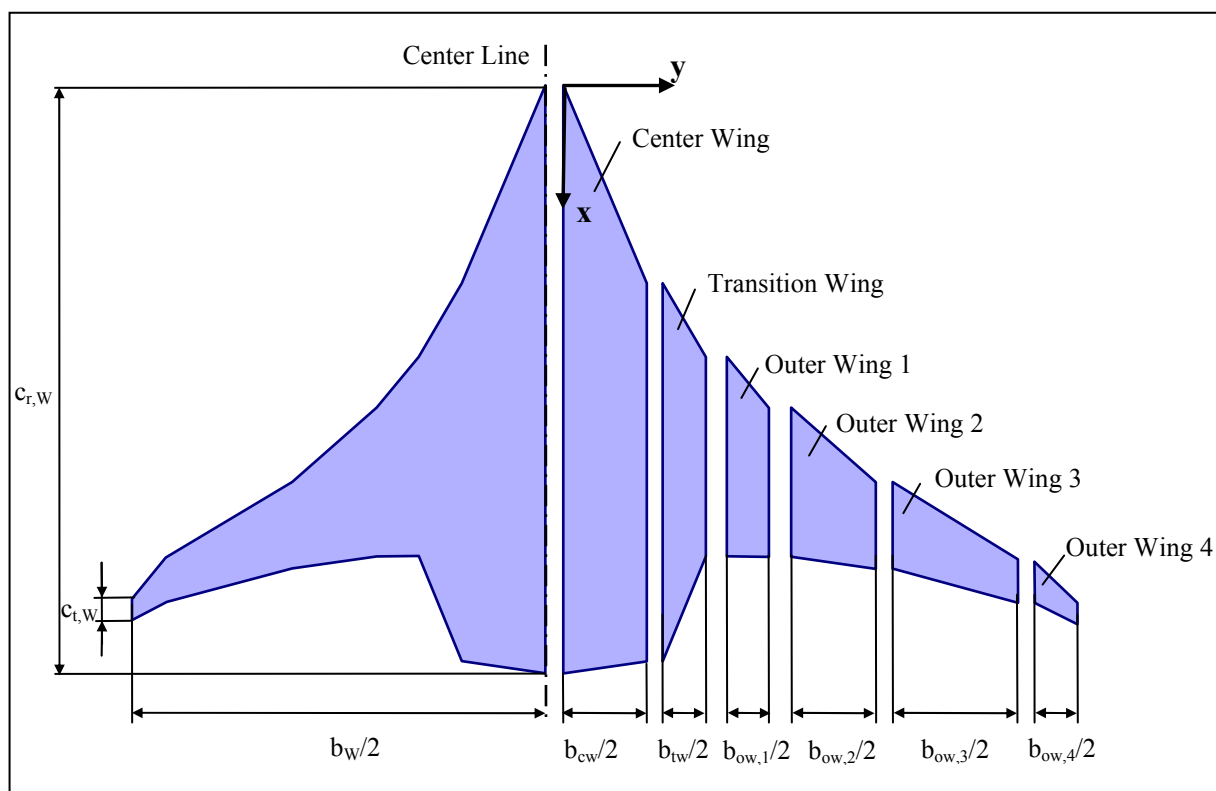


Bild 3.2 Aufteilung der Grundrissgeometrie

In seiner Form ist jedes Trapez eindeutig durch die folgenden Parameter beschrieben:

c_r	Profiltiefe an der Wurzel (innen)
c_t	Profiltiefe an der Spitze (außen)
$b/2$	Halbspannweite
φ_{LE}	Pfeilwinkel der Vorderkante

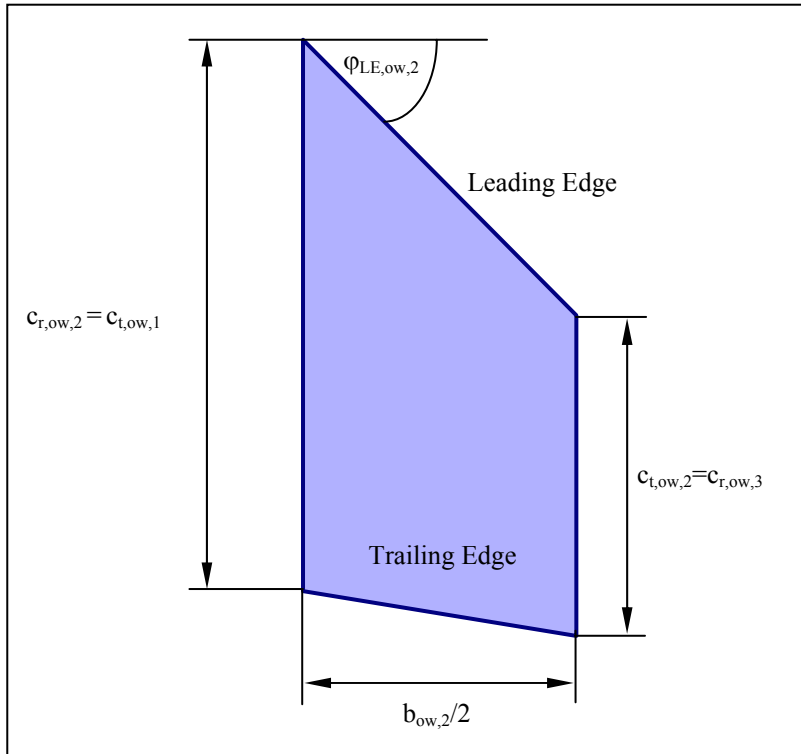


Bild 3.3 Definition eines einzelnen Trapezes

Aus diesen Parametern können nun alle weiteren Kenngrößen abgeleitet werden, die zur Beschreibung der Geometrie des Flügelgrundrisses erforderlich sind.

Für die Fläche des Gesamtgrundrisses gilt

$$S_W = S_{cw} + S_{tw} + \sum_{n=1}^4 S_{ow,n} , \quad (3.1)$$

woraus sich mit den oben definierten Parametern

$$S_W = (c_{r,cw} + c_{r,tw}) \cdot \frac{b_{cw}}{2} + (c_{r,tw} + c_{t,tw}) \cdot \frac{b_{tw}}{2} + \sum_{n=1}^4 (c_{r,ow,n} + c_{t,ow,n}) \cdot \frac{b_{ow,n}}{2} \quad (3.2)$$

ergibt.

Die mittlere aerodynamische Flügeltiefe erhält man aus der Beziehung

$$c_{MAC,W} = \frac{c_{MAC,cw} \cdot S_{cw} + c_{MAC,tw} \cdot S_{tw} + \sum_{n=1}^4 c_{MAC,ow,n} \cdot S_{ow,n}}{S_{cw} + S_{tw} + \sum_{n=1}^4 S_{ow,n}}, \quad (3.3)$$

wobei sich c_{MAC} für jeden einzelnen Trapezflügel mit der Gleichung für die Zuspitzung

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad (3.4)$$

aus folgendem Zusammenhang errechnen lässt:

$$c_{MAC} = \frac{2}{3} \cdot c_r \cdot \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \quad (3.5)$$

Die spannweite Position der aerodynamischen Flügeltiefe ergibt sich zu

$$y_{MAC,W} = \frac{y_{MAC,cw} \cdot S_{cw} + y_{MAC,tw} \cdot S_{tw} + \sum_{n=1}^4 y_{MAC,ow,n} \cdot S_{ow,n}}{S_{cw} + S_{tw} + \sum_{n=1}^4 S_{ow,n}}. \quad (3.6)$$

Für jedes einzelne Trapez bestimmt sich y_{MAC} aus der Gleichung

$$y_{MAC} = y_r + \frac{b}{6} \cdot \left(\frac{1 + 2\lambda}{1 + \lambda} \right). \quad (3.7)$$

Folgende Zusammenhänge gelten hierbei für die y-Koordinate der Flügelwurzel y_r der einzelnen Trapezflügel:

$$y_{r,cw} = 0 \quad (3.8)$$

$$y_{r,tw} = \frac{b_{cw}}{2} \quad (3.9)$$

$$y_{r,ow,1} = \frac{b_{cw}}{2} + \frac{b_{tw}}{2} \quad (3.10)$$

$$y_{r,ow,n+1} = \frac{b_{cw}}{2} + \frac{b_{tw}}{2} + \sum_{n=1}^3 \frac{b_{ow,n}}{2} \quad (3.11)$$

Die Umrechnung des Pfeilwinkels der Vorderkante eines Trapezes φ_{LE} kann auf die Pfeilung einer $n\%$ -Linie mit der Beziehung

$$\varphi_n = \tan \varphi_{LE} - \frac{4S}{b^2} \cdot \left(\frac{n}{100} \cdot \frac{1-\lambda}{1+\lambda} \right) \quad (3.12)$$

umgerechnet werden.

Für die Beschreibung der Geometrie des Gesamtgrundrisses fehlen nun noch die Kennwerte der Streckung

$$A_W = \frac{b_W^2}{S_W} \quad (3.13)$$

und der Zuspitzung

$$\lambda_W = \frac{c_{t,W}}{c_{r,W}}. \quad (3.14)$$

Tabelle 3.1 Grundrissparameter am Beispiel der Basiskonfigurationen

		b [m]	S [m ²]	A [-]	λ [-]	C_{MAC} [m]	Y_{MAC} [m]
VELA1	Center Wing	22,860	1149,47	0,46	0,80	50,499	5,499
	Transition Wing	8,410	251,60	0,28	0,34	32,309	13,189
	Outer Wing1	25,430	314,90	2,05	0,62	12,607	21,499
	Outer Wing2	42,900	298,77	6,16	0,47	7,272	37,773
	Wing	99,600	2014,74	4,92	0,08	35,895	13,756
VELA2	Center Wing	22,860	1012,36	0,52	0,59	45,258	5,226
	Transition Wing	9,664	256,35	0,36	0,61	27,039	13,652
	Outer Wing1	9,476	163,08	0,55	0,71	17,376	18,497
	Outer Wing2	20,600	246,07	1,72	0,67	12,097	25,815
	Outer Wing3	33,400	232,58	4,80	0,45	7,299	38,592
	Outer Wing4	3,600	11,78	1,10	0,52	3,382	48,804
Wing	99,600	1922,22	5,16	0,04	31,369	14,415	

Da in die spätere Schwerpunktberechnung der einzelnen Trapezflügel die Flächenschwerpunkte (center of area) mit eingehen, müssen diese noch bestimmt werden. Hierzu wird zunächst der Schwerpunkt eines einzelnen Trapezes einer Flügelbreite berechnet. Für die x-Koordinate des Flächenschwerpunktes x_{CA} ergibt sich durch die Symmetrie zur y-Achse dadurch kein Fehler. Lediglich die y-Koordinate y_{CA} muss anschließend bei der Betrachtung beider Seiten des Trapezflügels wieder zu null gesetzt werden. Dieses Vorgehen ist nötig, da

die x-Koordinate des Flächenschwerpunktes eines Trapezes von der y-Koordinate abhängig ist.

Für die y-Koordinate des Flächenschwerpunktes des jeweiligen Einzeltrapezes ergibt sich

$$y_{CA} = \frac{b/2 \cdot (c_r + 2c_t)}{3 \cdot (c_r + c_t)} + y_r. \quad (3.15)$$

Für die Flächenschwerpunktskoordinaten eines Trapezflügels gilt dann folgende Beziehung:

$$x_{CA} = \frac{(c_t - c_r) + b \cdot \tan \varphi_{LE}}{b} \cdot (y_{CA} - y_r) + \frac{1}{2} \cdot c_r + x_{r,LE} \quad (3.16)$$

Folgende Zusammenhänge gelten hierbei für die x-Koordinate der Vorderkante der Flügelwurzel $x_{r,LE}$ der einzelnen Trapezflügel:

$$x_{r,LE,cw} = 0 \quad (3.17)$$

$$x_{r,LE,tw} = \frac{b_{cw}}{2} \cdot \tan \varphi_{LE,cw} \quad (3.18)$$

$$x_{r,LE,ow,1} = x_{r,LE,tw} + \frac{b_{tw}}{2} \cdot \tan \varphi_{LE,tw} \quad (3.19)$$

$$x_{r,LE,ow,n+1} = x_{r,LE,tw} + \frac{b_{tw}}{2} \cdot \tan \varphi_{LE,tw} + \sum_{n=1}^3 \frac{b_{ow,n}}{2} \cdot \tan \varphi_{LE,ow,n} \quad (3.20)$$

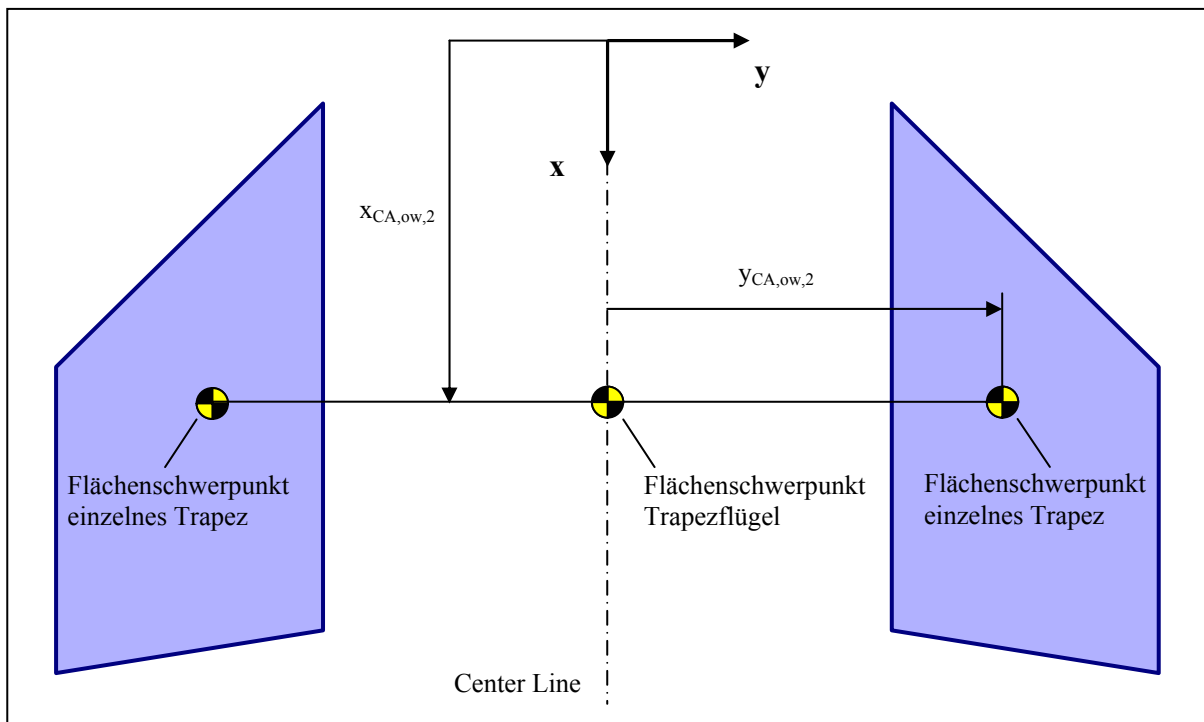


Bild 3.4 Flächenschwerpunkte eines einzelnen Trapezflügels

3.3 Flügelschnitte

Obwohl im späteren Verfahren die Bestimmung der Einzelmassen zum größten Teil über Flächen- und Punktlasten erfolgt, ist es notwendig, die Geometrie der BWB-Konfiguration in der x - z -Ebene zu erfassen. Die Profilgeometrien sind nämlich ausschlaggebend dafür, über welchen Bereich der Grundrissgeometrie sich z.B. Kabine oder Frachtraum erstrecken können. Es ist also für das zu entwickelnde Verfahren nicht ausreichend, die Geometrie der BWB-Konfiguration nur über ihren Grundriss zu definieren.

Die Geometrie der Konfiguration in der x - z -Ebene wird durch maximal sieben Profile definiert. Jedes Trapez wird an der Innen- und Außenseite durch jeweils ein Profil begrenzt. Die Profilgeometrie wird durch 37 Punkte beschrieben. Zur Beschreibung der Geometrie in der x - z -Ebene zwischen zwei der sieben definierten Flügelschnitte wird zwischen den Punkten der beiden betreffenden Profile linear interpoliert. Als Parameter zur Beschreibung der Dicke des Profils wird die auf die Profiltiefe bezogene, relative Profildicke t/c eingeführt.

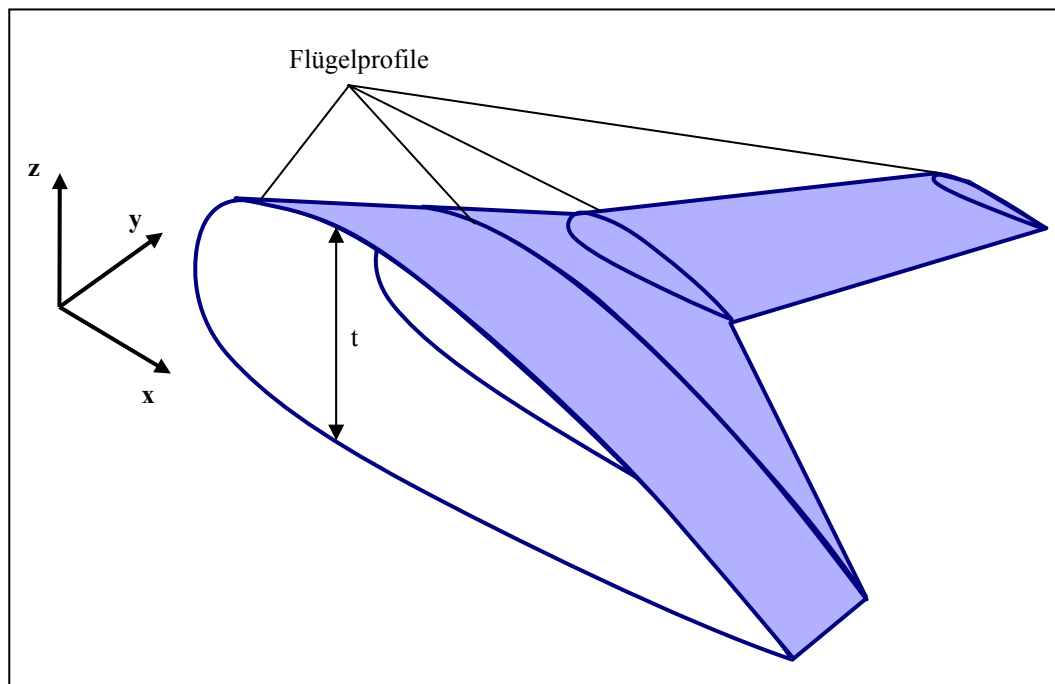


Bild 3.5 Profilgeometrie

3.4 Kabine und Frachtraum

Zwei elementare Bauteile einer BWB-Flugzeugkonfiguration stellen die Kabine und der Frachtraum dar. Zwar bestehen Kabine und Frachtraum selbst aus vielen unterschiedlichen Bauelementen wie z.B. Sitze, Galleys, Lavatories oder Container und Paletten, es wird jedoch nur das Kabinen- bzw. Frachtraumvolumen geometrisch parametrisiert. Weiterhin werden zur Reduzierung der Parameter die Vereinfachungen getroffen, dass Kabine und Frachtraum jeweils symmetrisch zur x-z-Ebene aufgebaut sind. Weiterhin wird zunächst eine Kabine mit nur einem Deck betrachtet.

Das Kabinenvolumen ist durch folgende Parameter (Index $()_C$) beschrieben:

$w_{i,C}$	Innere Breite der Kabine
$w_{o,C}$	Äußere Breite der Kabine
$x_{fwd,i,C}$	Vorderes Ende der Kabine innen
$x_{fwd,o,C}$	Vorderes Ende der Kabine außen
$x_{rwd,C}$	Hinteres Ende der Kabine
h_C	Höhe der Kabine
z_C	z-Koordinate des Kabinenbodens

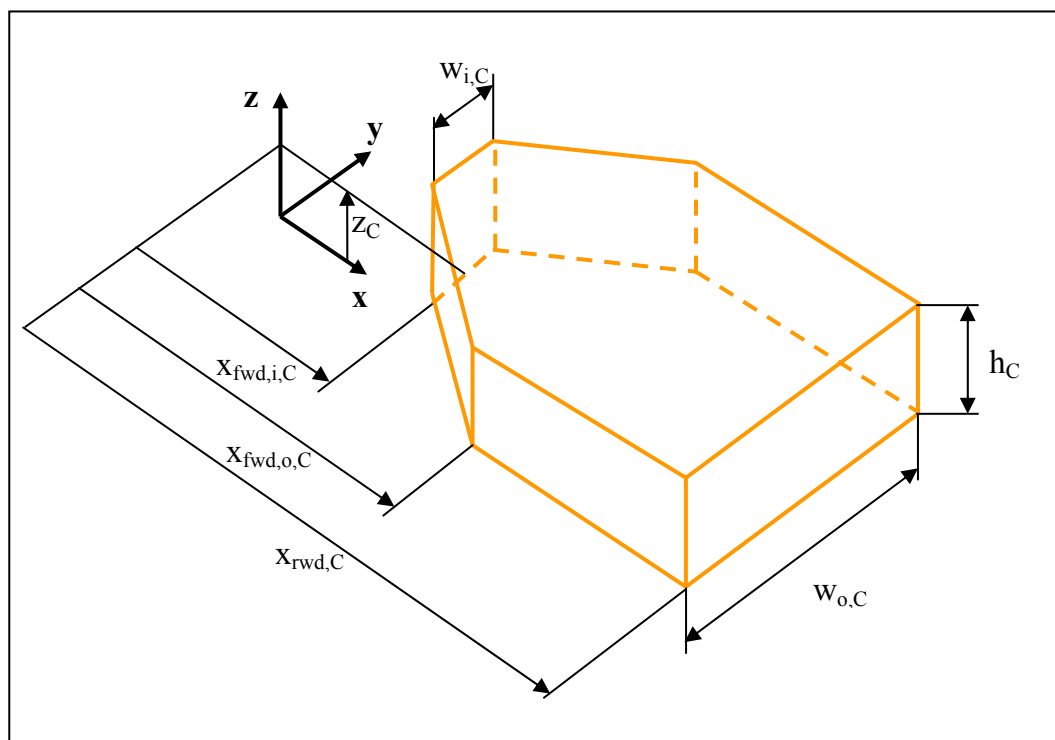


Bild 3.6 Definition des Kabinenvolumens

Aus diesen Parametern kann nun die Grundfläche der Kabine abgeleitet werden. Dies ist erforderlich, da die Kabine später zur Bestimmung ihrer Masse mit einer Flächenbelastung belegt wird.

Für die Grundfläche der Kabine gilt

$$S_C = S_{1,C} + S_{2,C} = \frac{1}{2} \cdot (x_{fwd,o,C} - x_{fwd,i,C}) \cdot (w_{o,C} + w_{i,C}) + w_{o,C} \cdot (x_{rwd,C} - x_{fwd,o,C}) \quad (3.21)$$

Der in die spätere Schwerpunktsbestimmung eingehende Flächenschwerpunkt ergibt sich aus folgenden Beziehungen:

$$x_{CA,C} = \frac{\left[\frac{(x_{fwd,o,C} - x_{fwd,i,C}) \cdot (2w_{o,C} + w_{i,C})}{3 \cdot (w_{o,C} + w_{i,C})} + x_{fwd,i} \right] \cdot S_{1,C} + \left[\frac{1}{2} \cdot (x_{rwd,C} - x_{fwd,o,C}) + x_{fwd,o,C} \right] \cdot S_{2,C}}{S_C} \quad (3.22)$$

$$y_{CA,C} = 0 \quad (3.23)$$

Die gleichen Parameter werden für das Frachtraumvolumen verwendet. Hier muss lediglich der Index $()_C$ für Kabine durch den Index $()_{CC}$ für den Frachtraum ersetzt werden.

3.5 Nase

In dem zu entwickelnden Verfahren soll es möglich sein die BWB-Konfiguration mit einer Nase zu versehen, in der das Cockpit untergebracht ist. Die Geometrie der Nase ist als Ellipsoid definiert und symmetrisch zur x-z-Ebene angeordnet.

Die Geometrie der Nase (Index $()_{NS}$) ist durch folgende Parameter beschrieben:

$h_{up,NS}$	Obere Höhe der Nase (Halbachse der Ellipse)
$h_{lo,NS}$	Untere Höhe der Nase (Halbachse der Ellipse)
w_{NS}	Breite der Nase (Halbachse der Ellipse)
l_{NS}	Länge der Nase (Halbachse der Ellipse)
$x_{off,NS}$	Versatz der Spitze der Ellipse gegenüber $x = 0$
z_{NS}	z-Koordinate der Mittellinie der Nase

Da auch die Nase mit einer Flächenlast belegt werden wird, sind nun anhand dieser Parameter wieder die Grundfläche und der Flächenschwerpunkt der Cockpitnase der Konfiguration zu bestimmen. Es muss hierbei beachtet werden, dass immer ein Teil des Innenflügels in den Bereich der Nase hineinragt, dessen Fläche von der Ellipsenfläche abgezogen werden muss.

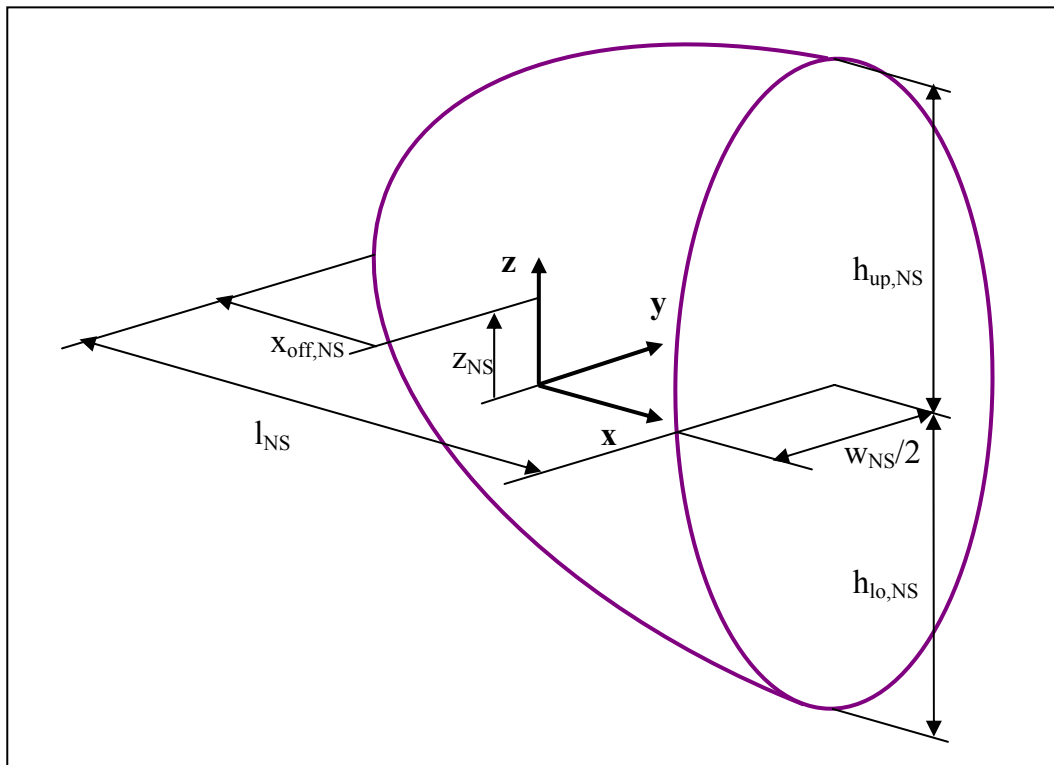


Bild 3.7 Definition des Nasenvolumens

Die Grundfläche anhand der die Masse der Nase bestimmt werden wird ergibt sich aus folgendem Zusammenhang:

$$S_{NS} = S_{1,NS} - S_{2,NS} = \frac{1}{4} \cdot \pi \cdot l_{NS} \cdot w_{NS} - \frac{1}{2} \cdot w_{NS} \cdot (l_{NS} - x_{off,NS}) \quad (3.24)$$

Die Koordinaten für den Flächenschwerpunkt, die zur Bestimmung des Massenschwerpunkts benötigt werden, sind

$$x_{CA,NS} = \frac{\left[(l_{NS} - x_{off,NS}) - \frac{4}{3\pi} \cdot l_{NS} \right] \cdot S_{1,NS} - \frac{2}{3} \cdot (l_{NS} - x_{off,NS}) \cdot S_{2,NS}}{S_{NS}} \quad (3.25)$$

und

$$y_{CA,NS} = 0. \quad (3.26)$$

3.6 Tanks

Auf eine Anpassung der Tankgeometrie an die Kontur des betreffenden Flügelprofils wird zu Gunsten einer einfacheren Programmierung verzichtet. Stattdessen werden die Tanks als Box dargestellt, was wegen der meist geringen Wölbung in der Profilgeometrie nur zu geringen Abweichungen führt. Es können bis zu fünf Tanks pro Halbspannweite generiert werden, die sich an einer beliebigen Position innerhalb der BWB-Konfiguration befinden können.

Die fünf Tanks (Index $()_{TKn}$ mit $n = 1 \rightarrow 5$) sind durch folgende Parameter beschrieben:

$x_{fwd,i,TKn}$	Vorderes Ende der Innenseite des Tanks
$x_{fwd,o,TKn}$	Vorderes Ende der Außenseite des Tanks
$x_{rwd,i,TKn}$	Hinteres Ende der Innenseite des Tanks
$x_{rwd,o,TKn}$	Hinteres Ende der Außenseite des Tanks
$y_{i,TKn}$	Inneres Ende des Tanks
$y_{o,TKn}$	Äußeres Ende des Tanks
$z_{fwd,i,up,TKn}$	Höhe des oberen Punktes am vorderen inneren Ende des Tanks
$z_{fwd,i,lo,TKn}$	Höhe des unteren Punktes am vorderen inneren Ende des Tanks
$z_{fwd,o,up,TKn}$	Höhe des oberen Punktes am vorderen äußeren Ende des Tanks
$z_{fwd,o,lo,TKn}$	Höhe des unteren Punktes am vorderen äußeren Ende des Tanks
$z_{rwd,i,up,TKn}$	Höhe des oberen Punktes am hinteren inneren Ende des Tanks
$z_{rwd,i,lo,TKn}$	Höhe des unteren Punktes am hinteren inneren Ende des Tanks
$z_{rwd,o,up,TKn}$	Höhe des oberen Punktes am hinteren äußeren Ende des Tanks
$z_{rwd,o,lo,TKn}$	Höhe des unteren Punktes am hinteren äußeren Ende des Tanks

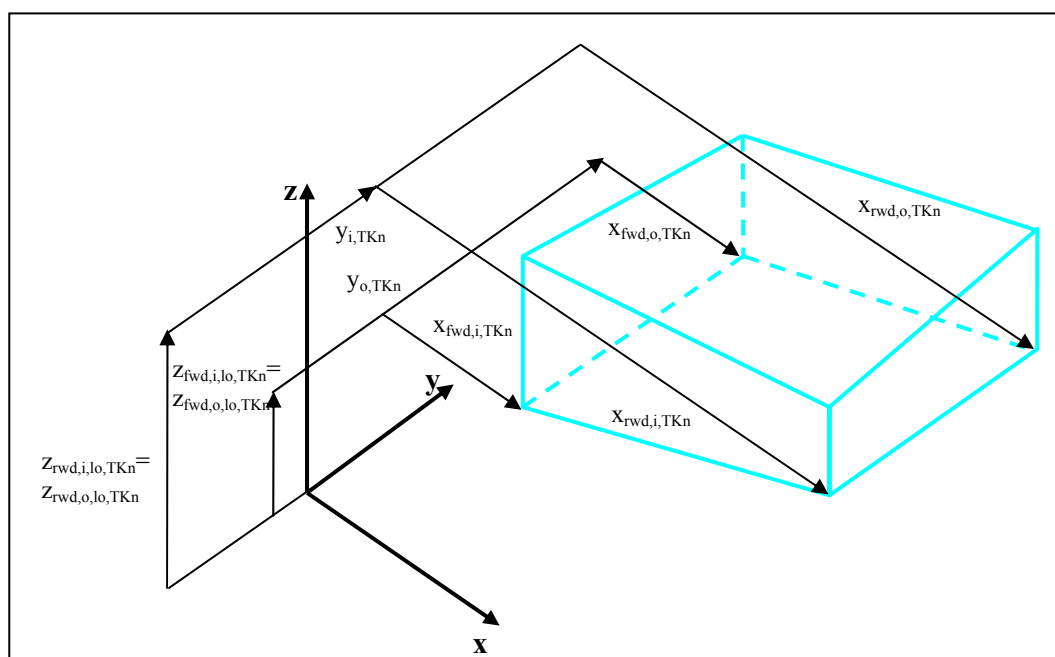


Bild 3.8 Definition des Volumens eines Tanks

Es wird vorausgesetzt, dass es sich stets um Integraltanks handelt, so dass die Tankgeometrie gleichzeitig die Geometrie der Wingbox des gesamten Outer Wing vorgibt. Der Vorder- bzw. der Hinterholm der Wingbox ergeben sich also durch das Verbinden aller Vorder- bzw. Hinterseiten der Tanks. Die Fläche und der Flächenschwerpunkt der Wingbox würden sich demnach aus denen der einzelnen Tanks und der Bereiche zwischen den Tanks ergeben.

Fläche und Flächenschwerpunkt eines Tanks sind durch folgende Gleichungen beschrieben:

$$S_{TKn} = \frac{1}{2} \cdot (y_{o,TKn} - y_{i,TKn}) \cdot (x_{rwd,i,TKn} - x_{fwd,i,TKn} + x_{rwd,o,TKn} - x_{fwd,o,TKn}) \quad (3.27)$$

$$y_{CA,TKn} = \frac{(y_{o,TKn} - y_{i,TKn}) \cdot [x_{rwd,i,TKn} - x_{fwd,i,TKn} + 2 \cdot (x_{rwd,o,TKn} - x_{fwd,o,TKn})]}{3 \cdot (x_{rwd,i,TKn} - x_{fwd,i,TKn} + x_{rwd,o,TKn} - x_{fwd,o,TKn})} + y_{i,TKn} \quad (3.28)$$

$$x_{CA,TKn} = \frac{\frac{1}{2} \cdot (x_{rwd,o,TKn} + x_{fwd,o,TKn} - x_{rwd,i,TKn} - x_{fwd,i,TKn})}{y_{o,TKn} - y_{i,TKn}} \cdot (y_{CG,TKn} - y_{i,TKn}) + \frac{1}{2} \cdot (x_{rwd,i,TKn} + x_{fwd,i,TKn}) \quad (3.29)$$

Hierbei ist zu beachten, dass die x-Koordinate des Flächenschwerpunktes von der y-Koordinate des Schwerpunktes abhängig ist.

Die Tankgeometrie wird als einziges Bauteil der BWB-Konfiguration später noch zusätzlich mit einer Volumenlast belegt, die den Tankinhalt repräsentiert. Es ist hier also noch erforderlich, den Volumenschwerpunkt zu bestimmen (center of volume).

Hierzu müssen zunächst die innere, die äußere und die mittlere Querschnittsfläche $S_{i,TKn}$, $S_{o,TKn}$ und $S_{m,TKn}$ eines Tanks bestimmt werden. Es gelten folgende Gleichungen:

$$S_{i,TKn} = \frac{z_{fwd,i,up,TKn} - z_{fwd,i,lo,TKn} + z_{rwd,i,up,TKn} - z_{rwd,i,lo,TKn}}{2} \cdot (x_{rwd,i,TKn} - x_{fwd,i,TKn}) \quad (3.30)$$

$$S_{o,TKn} = \frac{z_{fwd,o,up,TKn} - z_{fwd,o,lo,TKn} + z_{rwd,o,up,TKn} - z_{rwd,o,lo,TKn}}{2} \cdot (x_{rwd,o,TKn} - x_{fwd,o,TKn}) \quad (3.31)$$

$$S_{m,TKn} = \frac{S_{i,TKn} + S_{o,TKn}}{2} \quad (3.32)$$

Die y-Koordinate des Volumenschwerpunktes ergibt sich dann zu

$$y_{CV,TKn} = \frac{(y_{o,TKn} - y_{i,TKn}) \cdot (S_{o,TKn} + 2S_{m,TKn})}{S_{i,TKn} + S_{o,TKn} + 4S_{m,TKn}} + y_{i,TKn} \quad (3.33)$$

Die x-Koordinate lässt sich aus den Flächenschwerpunkten der inneren und äußeren Querschnittsfläche $S_{i,TKn}$ und $S_{o,TKn}$ ermitteln. Hierfür gelten folgende Zusammenhänge:

$$x_{CA,S,i,TKn} = \frac{(x_{rwd,i,TKn} - x_{fwd,i,TKn}) \cdot [z_{rwd,i,up,TKn} - z_{rwd,i,lo,TKn} + 2 \cdot (z_{fwd,i,up,TKn} - z_{rwd,i,lo,TKn})]}{3 \cdot (z_{rwd,i,up,TKn} - z_{rwd,i,lo,TKn} + z_{fwd,i,up,TKn} - z_{rwd,i,lo,TKn})} + x_{fwd,i,TKn} \quad (3.34)$$

$$x_{CA,S,o,TKn} = \frac{(x_{rwd,o,TKn} - x_{fwd,o,TKn}) \cdot [z_{rwd,o,up,TKn} - z_{rwd,o,lo,TKn} + 2 \cdot (z_{fwd,o,up,TKn} - z_{rwd,o,lo,TKn})]}{3 \cdot (z_{rwd,o,up,TKn} - z_{rwd,o,lo,TKn} + z_{fwd,o,up,TKn} - z_{rwd,o,lo,TKn})} + x_{fwd,o,TKn} \quad (3.35)$$

Damit gilt nun für die x-Koordinate des Volumenschwerpunktes

$$x_{CV,TKn} = \frac{x_{CA,S,o,TKn} - x_{CA,S,i,TKn}}{y_{o,TKn} - y_{i,TKn}} \cdot y_{CV,TKn} \quad (3.36)$$

3.7 Movables

Mit Movables werden alle beweglichen Elemente an der Hinterkante des Flügels der Konfiguration bezeichnet. Es kann sich hierbei also sowohl um Hochauftriebsklappen als auch um Quer- und Höhenruder oder Spoiler handeln. Die Geometrie eines Movables ist für den Bereich der Profiltiefe, über den es sich erstreckt, an die Profilgeometrie gebunden. Es werden also zur Definition der Geometrie eines Movables die Punkte der Profile an den entsprechenden spannweitigen Positionen herangezogen. Neue Punkte müssen also lediglich eingeführt werden, um die Geometrie des Movables in Richtung der Vorderkante des Flügels zu begrenzen. Die BWB-Konfiguration kann maximal mit sechs Movables an der Hinterkante einer Halbspannweite versehen werden, was der maximalen Anzahl der Trapeze pro Halbspannweite entspricht. Es ist also möglich, die Hinterkante der Konfiguration über die gesamte Spannweite mit Movables auszustatten.

Die sechs Movables (Index $()_{MVn}$ mit $n = 1 \rightarrow 6$) sind durch folgende Parameter beschrieben:

$x_{fwd,i,MVn}$	Vorderes Ende der Innenseite des Movables
$x_{fwd,o,MVn}$	Vorderes Ende der Außenseite des Movables
$y_{i,MVn}$	Inneres Ende des Movables
$y_{o,MVn}$	Äußeres Ende des Movables
$z_{fwd,i,up,MVn}$	Höhe des oberen Punktes am vorderen inneren Ende des Movables

$z_{fwd,i,lo,MVn}$	Höhe des unteren Punktes am vorderen inneren Ende des Movable
$z_{fwd,o,up,MVn}$	Höhe des oberen Punktes am vorderen äußeren Ende des Movable
$z_{fwd,o,lo,MVn}$	Höhe des unteren Punktes am vorderen äußeren Ende des Movable
$c_{i,MVn}$	Innere Profiltiefe des Movable
$c_{o,MVn}$	Äußere Profiltiefe des Movable

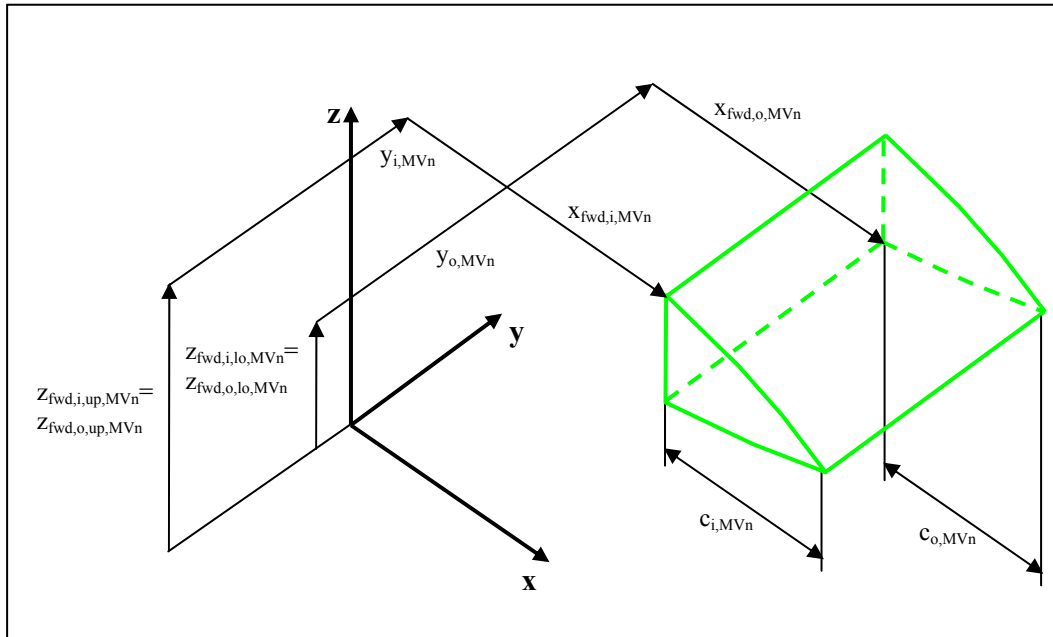


Bild 3.9 Definition des Volumens eines Movable

Die für die spätere Massenbestimmung erforderliche Grundfläche ergibt sich aus dem Zusammenhang

$$S_{MVn} = (y_{o,MVn} - y_{i,MVn}) \cdot \frac{1}{2} \cdot (c_{i,MVn} + c_{o,MVn}). \quad (3.37)$$

Für die Koordinaten des Flächenschwerpunktes gelten folgende Gleichungen:

$$y_{CAMVn} = \frac{(y_{o,TKn} - y_{i,TKn}) \cdot (c_{i,MVn} + 2 \cdot c_{o,MVn})}{3 \cdot (c_{i,MVn} + c_{o,MVn})} + y_{i,MVn} \quad (3.38)$$

$$x_{CAMVn} = \frac{\frac{1}{2} \cdot (c_{o,MVn} - c_{i,MVn}) + x_{fwd,o,MVn} - x_{fwd,i,MVn}}{y_{o,MVn} - y_{i,MVn}} \cdot (y_{CG,MVn} - y_{i,MVn}) + \frac{1}{2} \cdot c_{i,MVn} + x_{fwd,i,MVn} \quad (3.39)$$

Hierbei ist zu beachten, dass die x-Koordinate des Flächenschwerpunktes von der y-Koordinate des Schwerpunktes abhängig ist.

3.8 Slats

Die Vorderkante des Flügels der Konfiguration kann ebenfalls mit Hochauftriebshilfen versehen werden, die als Slats bezeichnet werden. Hierbei kann es sich sowohl um Vorflügel als auch um Nasenklappen handeln. Wie bei den Movables ist die Geometrie eines Slats an die Profilgeometrie gebunden. Es werden also auch hier zur Definition der Geometrie die Punkte der Profile an den entsprechenden spannweiten Positionen herangezogen. Neue Punkte müssen hier also lediglich eingeführt werden, um die Geometrie des Slats in Richtung der Hinterkante des Flügels zu begrenzen. Die Halbspannweite der BWB-Konfiguration kann mit nur fünf Slats an der Vorderkante versehen werden. Diese Anzahl ist dennoch ausreichend, da es im Vergleich zur Hinterkante der Konfiguration nicht möglich ist, die gesamte Spannweite mit Hochauftriebshilfen zu versehen. So kann nämlich die Vorderkante im Bereich des Innenflügels nicht genutzt werden, da hier die Passagiertüren untergebracht sind.

Die fünf Slats (Index $()_{STn}$ mit $n = 1 \rightarrow 5$) sind durch folgende Parameter beschrieben:

$x_{rwd,i,STn}$	Hinteres Ende der Innenseite des Slats
$x_{rwd,o,STn}$	Hinteres Ende der Außenseite des Slats
$y_{i,STn}$	Inneres Ende des Slats
$y_{o,STn}$	Äußeres Ende des Slats
$z_{rwd,i,up,STn}$	Höhe des oberen Punktes am hinteren inneren Ende des Slats
$z_{rwd,i,lo,STn}$	Höhe des unteren Punktes am hinteren inneren Ende des Slats
$z_{rwd,o,up,STn}$	Höhe des oberen Punktes am hinteren äußeren Ende des Slats
$z_{rwd,o,lo,STn}$	Höhe des unteren Punktes am hinteren äußeren Ende des Slats
$c_{i,STn}$	Innere Profiltiefe des Slats
$c_{o,STn}$	Äußere Profiltiefe des Slats

Die für die spätere Massenbestimmung erforderliche Grundfläche ergibt sich aus dem Zusammenhang

$$S_{STn} = (y_{o,STn} - y_{i,STn}) \cdot \frac{1}{2} \cdot (c_{i,STn} + c_{o,STn}) \quad (3.40)$$

Die Koordinaten für den Flächenschwerpunkt zur späteren Schwerpunktberechnung sind

$$y_{CA,STn} = \frac{(y_{o,STn} - y_{i,STn}) \cdot (c_{i,STn} + 2 \cdot c_{o,STn})}{3 \cdot (c_{i,STn} + c_{o,STn})} + y_{i,STn} \quad (3.41)$$

und

$$x_{CA,STn} = \frac{\frac{1}{2} \cdot (c_{o,STn} - c_{i,STn}) + x_{fwd,o,STn} - x_{fwd,i,STn}}{y_{o,STn} - y_{i,STn}} \cdot (y_{CG,STn} - y_{i,STn}) - \frac{1}{2} \cdot c_{i,STn} + x_{rwd,i,STn}. \quad (3.42)$$

Hierbei ist zu beachten, dass die x-Koordinate des Flächenschwerpunktes von der y-Koordinate des Schwerpunktes abhängig ist.

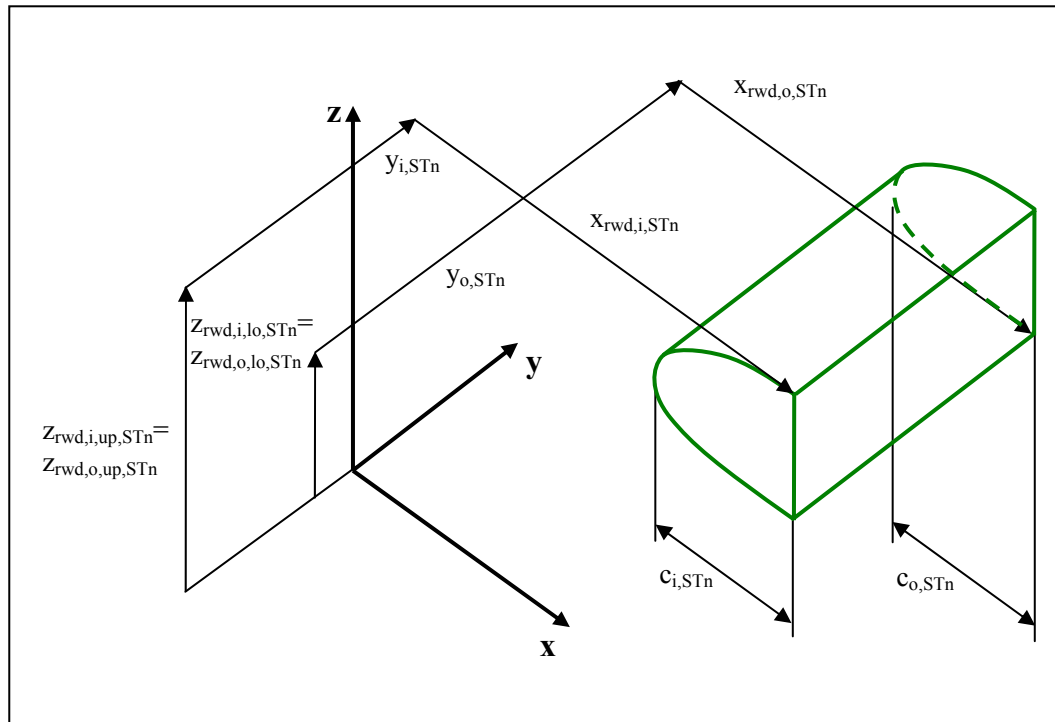


Bild 3.10 Definition des Volumens eines Slats

3.9 Fahrwerk

Die BWB-Konfiguration kann mit zwei Bugfahrwerksbeinen und insgesamt vier Hauptfahrwerksbeinen ausgestattet werden, wobei die Annahme getroffen wurde, dass die Bugfahrwerke immer in der Symmetrieebene der Konfiguration liegen. Da die Fahrwerke später mit Punktmassen belegt werden, ist es eigentlich nicht erforderlich, die Fahrwerksgeometrie über ein Volumen zu definieren. Ein einziger den Schwerpunkt repräsentierender Punkt wäre ausreichend. Jedoch ist es für die Integration der Fahrwerke in die umhüllende Geometrie wichtig, ihr Volumen zu kennen, um Kollisionen der Fahrwerke mit anderen elementaren Bauteilen oder der umhüllenden Geometrie der Konfiguration zu vermeiden. Die Bestimmung der Flächen und der Lage der Flächenschwerpunkte muss aus genannten Gründen also nicht erfolgen.

3.9.1 Bugfahrwerk

Wie bereits erwähnt wird für die Bugfahrwerksbeine angenommen, dass diese immer in der Symmetrieebene der Konfiguration liegen. Weiterhin wird vereinfachend angenommen, dass jedes Bein des Bugfahrwerks nur eine Achse besitzt.

Die beiden Bugfahrwerksbeine (Index $()_{NLGn}$ mit $n = 1 \rightarrow 2$) sind durch folgende Parameter beschrieben:

x_{NLGn}	x-Koordinate des Fahrwerksschwerpunktes
z_{NLGn}	z-Koordinate des Fahrwerksschwerpunktes
d_{NLGn}	Raddurchmesser des Bugfahrwerks
w_{NLGn}	Breite des Bugfahrwerks

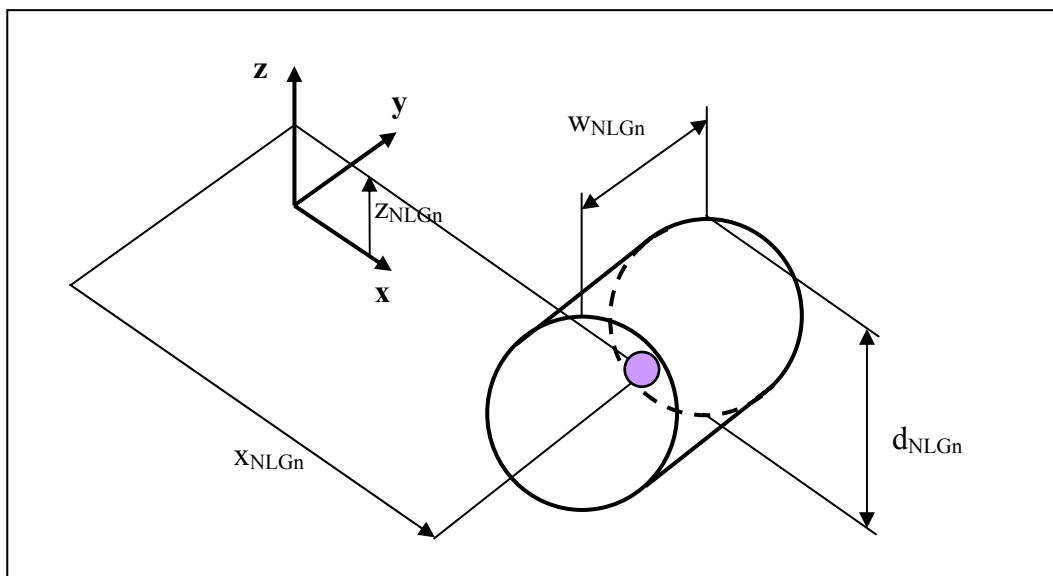


Bild 3.11 Definition des Volumens eines Bugfahrwerks

3.9.2 Hauptfahrwerk

Die Definition der Geometrie der maximal zwei Hauptfahrwerksbeine pro Halbspannweite erfolgt im Wesentlichen so wie beim Bugfahrwerk. Da jedoch beim Hauptfahrwerk mehrere Achsen vorgesehen werden, muss ein zusätzlicher Parameter für die Länge eines Hauptfahrwerks eingeführt werden. Weiterhin soll es möglich sein, die Hauptfahrwerksbeine um zwei Achsen zu drehen. Dadurch sollen sie besser in die äußere Geometrie der BWB-Konfiguration eingepasst werden können. Die Drehungen sollen zum einen um die y-Achse des Bezugskordinatensystems aus Kapitel 2.2 erfolgen, zum anderen um die Längsachse des Hauptfahrwerksbeines selbst. Dies erfordert wiederum die Einführung eines lokalen Koordinatensystems für das jeweilige Fahrwerksbein. Das lokale Koordinatensystem muss außerdem bezüglich des jeweiligen Hauptfahrwerksbeines körperfest sein. Ansonsten wären die Dre-

hungen des Fahrwerks um die beiden Achsen nicht kommutativ, so dass eine festgelegte Reihenfolge der Drehungen eingehalten werden müsste.

Die zwei Hauptfahrwerksbeine pro Halbspannweite (Index $()_{MLGn}$ mit $n = 1 \rightarrow 2$) sind durch folgende Parameter beschrieben:

x_{MLGn}	x-Koordinate des Fahrwerksschwerpunktes
y_{MLGn}	y-Koordinate des Fahrwerksschwerpunktes
z_{MLGn}	z-Koordinate des Fahrwerksschwerpunktes
d_{MLGn}	Raddurchmesser des Hauptfahrwerks
l_{MLGn}	Länge des Hauptfahrwerks
w_{MLGn}	Breite des Hauptfahrwerks
ψ_{MLGn}	Drehwinkel des Hauptfahrwerks um die y-Achse
ϕ'_{MLGn}	Drehwinkel des Hauptfahrwerks um die x'-Achse

Die Geometrie des Hauptfahrwerks wird im lokalen, fahrwerksfesten Koordinatensystem mit den Achsen x' , y' und z' definiert. Koordinaten eines Punktes im gestrichenen System können mit folgender Beziehung ins Bezugssystem transformiert werden:

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi & 0 & -\sin \psi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \psi & 0 & \cos \psi \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} x' \\ y' \cdot \cos \phi' - z' \cdot \sin \phi' \\ y' \cdot \sin \phi' + z' \cdot \cos \phi' \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x_{MLGn} \\ y_{MLGn} \\ z_{MLGn} \end{bmatrix} \quad (3.43)$$

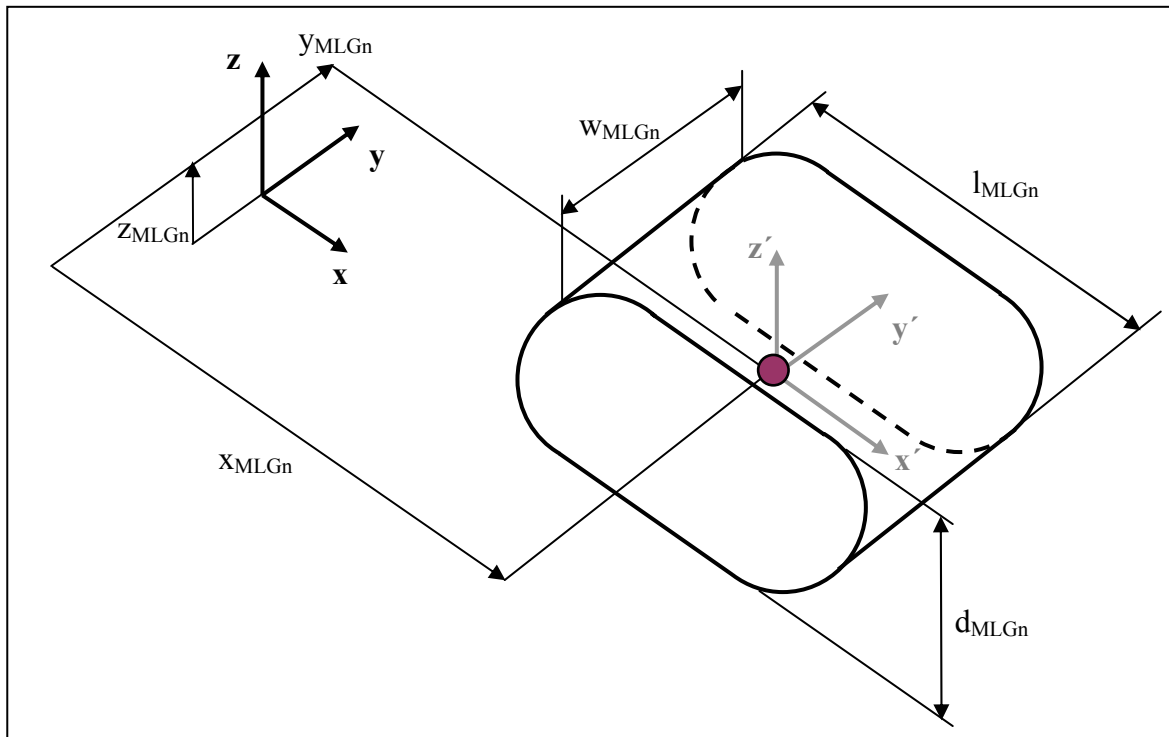


Bild 3.12 Definition des Volumens eines Hauptfahrwerks

3.10 Triebwerke

Es wird die Annahme getroffen, dass die Triebwerke nicht in die umhüllende Geometrie der BWB-Konfiguration integriert werden müssen, sondern außerhalb der äußeren Geometrie angebracht werden. Weiterhin wird die Triebwerksgeometrie später mit einer Punktmasse belegt. Es ist also nicht erforderlich die Triebwerke als Volumen zu generieren. Die Triebwerksgeometrie wird durch einen einzelnen, den Schwerpunkt repräsentierenden Punkt definiert. Die Konfiguration kann mit insgesamt vier bzw. maximal zwei Triebwerken pro Halbspannweite ausgestattet werden.

Die zwei Triebwerke pro Halbspannweite (Index $()_{En}$ mit $n = 1 \rightarrow 2$) sind durch folgende Parameter beschrieben:

x_{En}	x-Koordinate des Triebwerksschwerpunktes
y_{En}	y-Koordinate des Triebwerksschwerpunktes
z_{En}	z-Koordinate des Triebwerksschwerpunktes

3.11 Seitenleitwerk

Die Geometrie des Seitenleitwerks der BWB-Konfiguration wird über die Fläche definiert. Es können bis zu zwei Seitenleitwerksflächen erzeugt werden. Im Fall des Doppelleitwerks wird als Vereinfachung auf einen V-Winkel der Leitwerksflächen verzichtet. Die Seitenleitwerksflächen stehen also immer senkrecht zur x-y-Ebene und haben die gleiche Geometrie.

In seiner geometrischen Form ist das Seitenleitwerk (Index $()_V$) durch die folgenden Parameter beschrieben:

x_V	x-Koordinate des 25%-Punktes von MAC des Seitenleitwerks
y_V	y-Koordinate des 25%-Punktes von MAC des Seitenleitwerks
z_V	z-Koordinate des 25%-Punktes von MAC des Seitenleitwerks
$c_{r,V}$	Profiltiefe an der Wurzel des Seitenleitwerks
$c_{t,V}$	Profiltiefe an der Spitze des Seitenleitwerks
b_V	Spannweite des Seitenleitwerks
$\varphi_{LE,V}$	Pfeilwinkel der Vorderkante des Seitenleitwerks

Aus diesen Parametern können nun die weiteren Kenngrößen abgeleitet werden, die zur Beschreibung der Geometrie des Seitenleitwerks erforderlich sind.

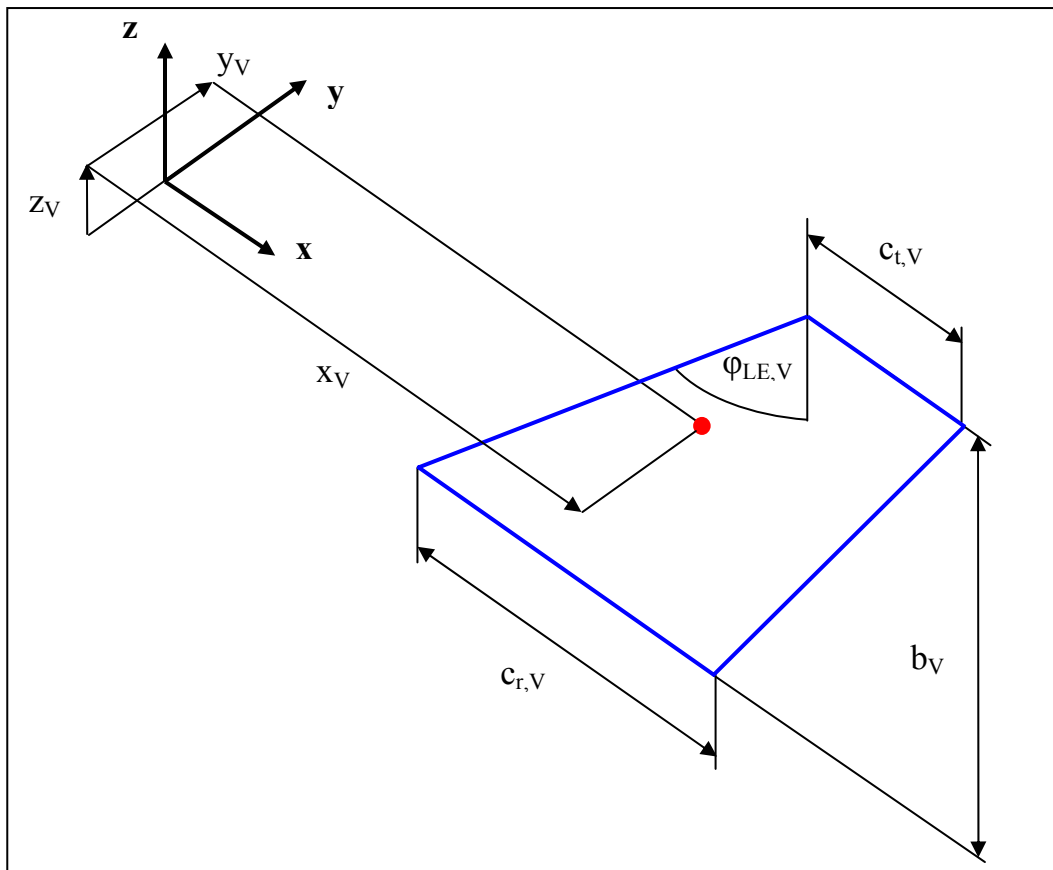


Bild 3.13 Definition einer Seitenleitwerksfläche

Die Lage des Seitenleitwerkes wird anhand der Position des 25%-Punktes der mittleren aerodynamischen Flügeltiefe der Seitenleitwerksfläche definiert.

Mit der Zuspitzung des Seitenleitwerkes

$$\lambda_V = \frac{c_{t,V}}{c_{r,V}} \quad (2.44)$$

erhält man für die mittlere aerodynamische Flügeltiefe

$$c_{MAC,V} = \frac{2}{3} \cdot c_{r,V} \cdot \frac{1 + \lambda_V + \lambda_V^2}{1 + \lambda_V} \quad (3.45)$$

Die spannweite Position der aerodynamischen Flügeltiefe von der Wurzel der Seitenleitwerksfläche aus gemessen ergibt sich zu

$$z_{MAC,V} = \frac{b_V}{6} \cdot \left(\frac{1 + 2\lambda_V}{1 + \lambda_V} \right). \quad (3.46)$$

Die x-Koordinate des 25%-Punktes des Seitenleitwerks lässt sich anhand folgender Gleichung und mit dem Leitwerkshebelarm l_V bestimmen. Der Leitwerkshebelarm ist der Abstand der 25%-Punkte der mittleren aerodynamischen Flügeltiefen von Flügel und Seitenleitwerk:

$$x_V = x_{LEMAC,W} + 0,25 \cdot c_{MAC,W} + l_V \quad (3.47)$$

Fläche und Flächenschwerpunkt einer Seitenleitwerksfläche sind durch folgende Gleichungen beschrieben:

$$S_V = \frac{1}{2} \cdot (c_{r,V} + c_{t,V}) \cdot b_V \quad (3.48)$$

$$z_{CA,V} = \frac{b_V \cdot (c_{r,V} + 2 \cdot c_{t,V})}{3 \cdot (c_{r,V} + c_{t,V})} + z_V - z_{MAC,V} \quad (3.49)$$

$$x_{CA,V} = x_V - 0,25 \cdot c_{MAC,V} - z_{MAC,V} \cdot \tan \varphi_{LE,V} + 0,5 \cdot c_{r,V} + (z_{CG,V} - z_V + z_{MAC,V}) \cdot \tan \varphi_{50,V} \quad (3.50)$$

Hierbei gilt für den Pfeilwinkel der 50%-Linie des Seitenleitwerks

$$\varphi_{50,V} = \tan \varphi_{LE,V} - \frac{4S_V}{b_V^2} \cdot \left(\frac{1}{2} \cdot \frac{1 - \lambda_V}{1 + \lambda_V} \right). \quad (3.51)$$

Weitere Parameter zur Beschreibung der Geometrie des Seitenleitwerks sind die Leitwerksstreckung

$$A_V = \frac{b_V^2}{S_V} \quad (3.52)$$

und der Leitwerksvolumenbeiwert

$$C_V = \frac{n \cdot S_V \cdot l_V}{S_W \cdot b_W}. \quad (3.53)$$

Der Faktor n ist hierbei die Anzahl der Seitenleitwerksflächen. Bei einem Doppelseitenleitwerk gilt $n = 2$ und bei einem konventionellen Seitenleitwerk $n = 1$.

4 Flugmechanik

Das zu entwickelnde PC-Programm soll die Möglichkeit bieten, die Lage des Schwerpunktes gegenüber der Lage des aerodynamischen Neutralpunktes so einzustellen, dass die BWB-Konfiguration ein stabiles Flugverhalten um die Querachse aufweist. Außerdem soll ein getrimmter Flugzustand bestimmt werden können. Dieser zeichnet sich dadurch aus, dass die Summe aller Momente um den Schwerpunkt des Flugzeuges null ergibt.

4.1 Statische Stabilität der Längsbewegung

Ein Flugzeug wird dann als statisch stabil bezeichnet, wenn eine Störung in der Längsneigung des Flugzeugs ein Moment hervorruft, welches das Flugzeug automatisch wieder in Richtung seiner Gleichgewichtslage bewegt. Man spricht in diesem Fall von positiver statischer Stabilität. Dieser Zustand ist in Bild 4.1 aufgezeigt. Wird die Konfiguration durch eine Störung aus ihrem Gleichgewichtszustand beim Anstellwinkel α_e gebracht, bewirkt das daraus resultierende Nickmoment, das sich das Flugzeug wieder in Richtung der Gleichgewichtslage bewegt. Als Momentenbezugspunkt ist der Schwerpunkt gewählt. Der Gradient des Nickmomentenbeiwertes als Funktion des Anstellwinkels ist in diesem Fall negativ.

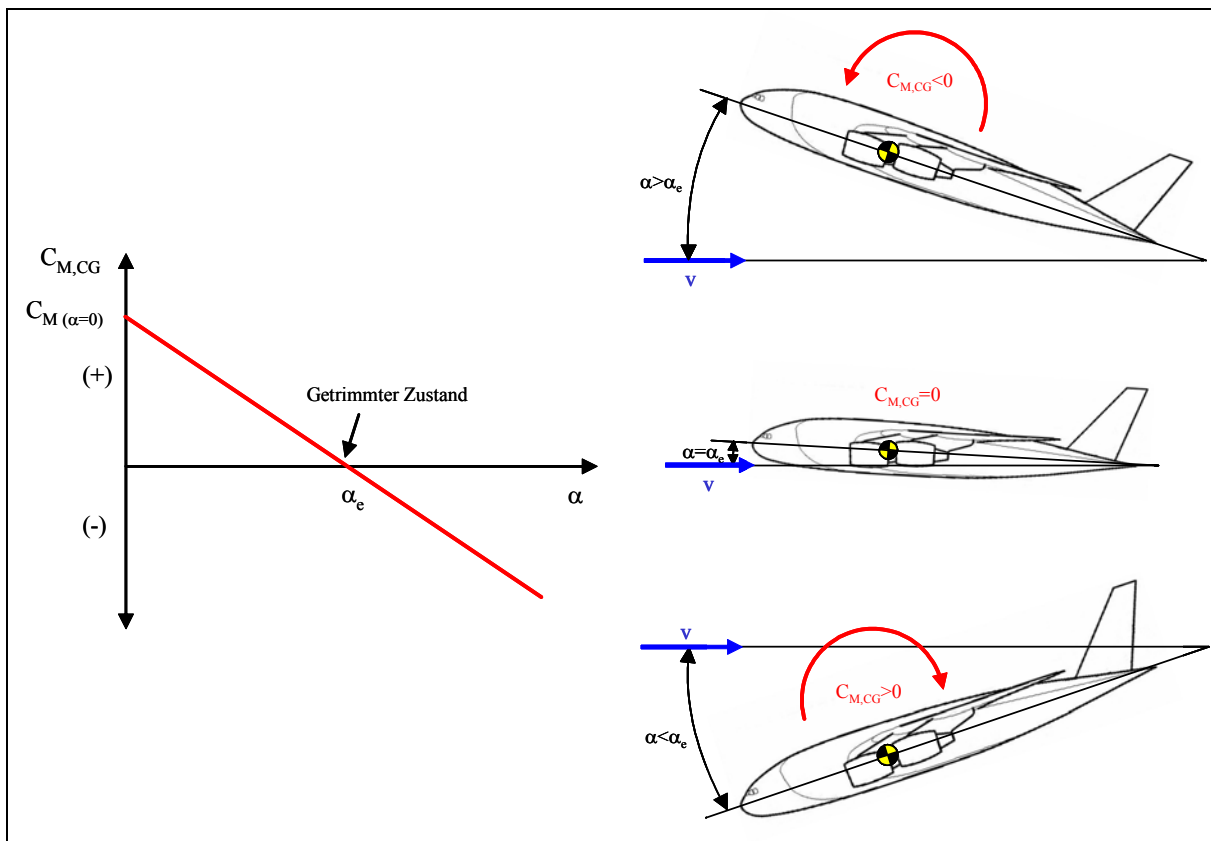


Bild 4.1 Nickmoment bei statisch stabilem Flugverhalten

Bild 4.2 zeigt den Fall negativer statischer Längsstabilität. Hier bewirkt die Störung in der Längsneigung des Flugzeuges ein Nickmoment, das die Änderung der Gleichgewichtslage noch verstärkt. Wird der Anstellwinkel des Gleichgewichtszustands α_e durch eine Störung verändert entsteht nun ein Nickmoment um den Schwerpunkt, das diese Störung noch unterstützt. Es handelt sich also um ein statisch instabiles Flugzeug. Der Gradient von Nickmomentenbeiwert zu Anstellwinkel ist hier im Gegensatz zu Bild 4.1 positiv.

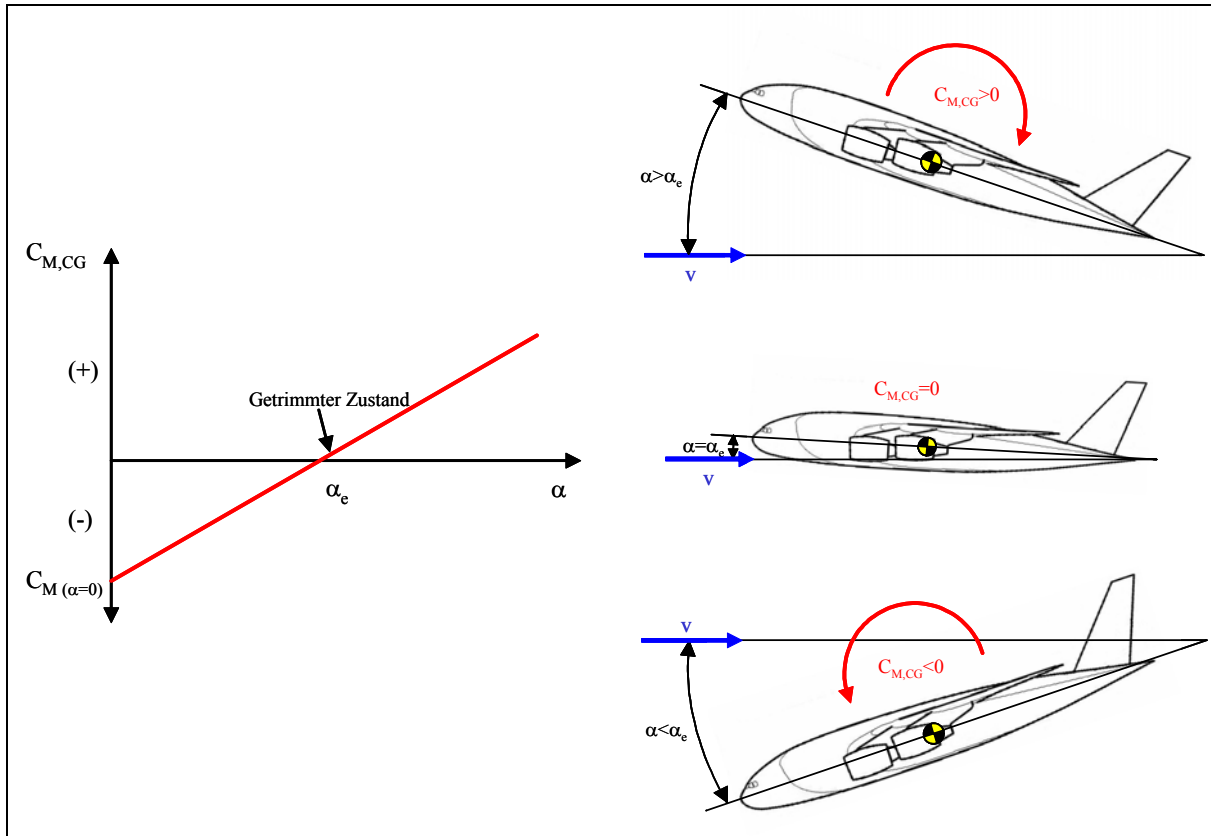


Bild 4.2 Nickmoment bei statisch instabilem Flugverhalten

Für einen statisch stabilen Flugzustand um die Querachse muss also eine Vergrößerung des Anstellwinkels eine Verringerung des Nickmomentes bewirken. Dies lässt sich mathematisch ausdrücken durch

$$\frac{\partial C_{M,CG}}{\partial \alpha} < 0. \quad (4.1)$$

Ferner gilt folgender Zusammenhang:

$$\frac{\partial C_{M,CG}}{\partial \alpha} = \frac{\partial C_{M,CG}}{\partial C_L} \cdot \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \quad (4.2)$$

Da der Auftriebsgradient $\partial C_L / \partial \alpha$ stets positiv ist und für den hier betrachteten Bereich des Anstellwinkels zusätzlich noch linear verläuft, kann man die Bedingung aus Ungleichung 4.1 folgendermaßen umformulieren:

$$\frac{\partial C_{M,CG}}{\partial C_L} < 0 \quad (4.3)$$

Die Diagramme in Bild 4.1 und Bild 4.2 können also anstatt über den Anstellwinkel α auch über den Auftriebsbeiwert C_L aufgetragen werden.

In diesem Fall ist die zweite Bedingung für statische Stabilität, dass der Nickmomentenbeiwert um den Schwerpunkt bei Nullauftrieb C_{M0} positiv ist, was in Kapitel 4.2 noch gezeigt wird:

$$C_{M0} = (C_{M,CG})_{C_L=0} > 0 \quad (4.4)$$

Wird diese Bedingung nicht eingehalten, gibt es nach Bild 4.1 keinen getrimmten Flugzustand bei positiven Auftriebsbeiwerten.

Der Nickmomentenbeiwert C_{M0} soll nun noch weiter betrachtet werden. Das gesamte Nickmoment um den Schwerpunkt kann als Summe aus diesem Nullmoment und dem Moment der im Neutralpunkt (aerodynamic center) angreifenden Auftriebskraft geschrieben werden. Stellt man für kleine Anstellwinkel das dimensionslose Momentengleichgewicht um den Schwerpunkt auf erhält man

$$C_{M,CG} = C_{M0} - \frac{x_{AC} - x_{CG}}{c_{MAC,W}} \cdot C_L \quad (4.5)$$

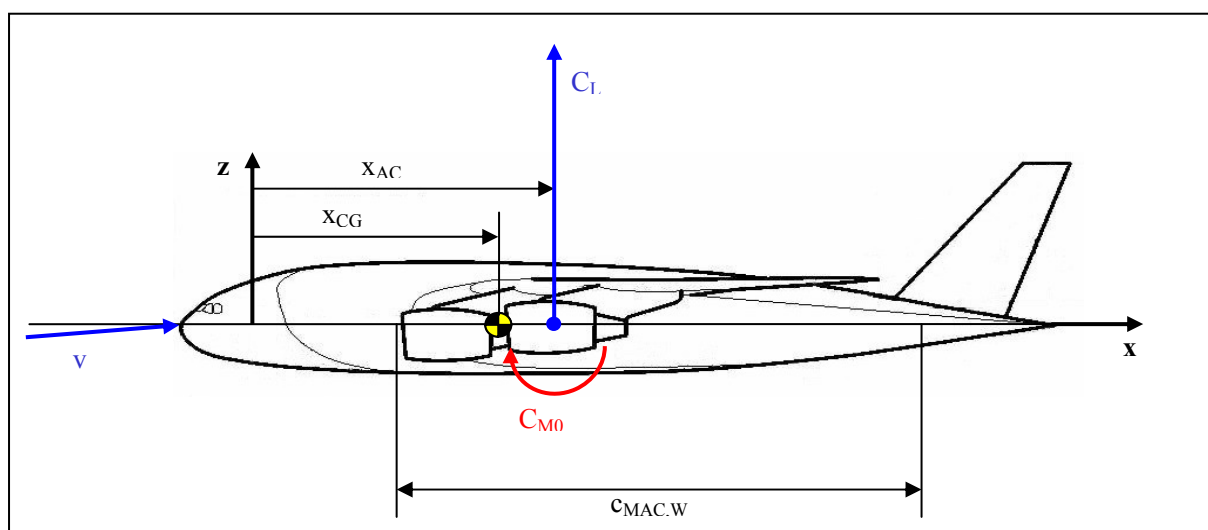


Bild 4.3 Nullmoment und Auftrieb im Neutralpunkt

Der Neutralpunkt ist gerade der Punkt auf der mittleren aerodynamischen Flügeltiefe, in dem das Nickmoment unabhängig vom Auftriebsbeiwert ist. Um diesen Punkt wirkt also nur der vom Auftrieb unabhängige Anteil C_{M0} des Nickmomentes.

Es ist zu beachten, dass bei BWB-Konfigurationen der Neutralpunkt des Flügels (aerodynamic center) identisch ist mit dem Neutralpunkt des gesamten Flugzeugs (neutral point), da kein Höhenleitwerk und kein Rumpf vorhanden sind. Es gilt also

$$x_{AC} = x_{NP}, \quad (4.6)$$

so dass der Neutralpunkt des Gesamtflugzeugs x_{NP} in den hier vorgenommenen Betrachtungen nicht auftaucht.

Wird Gleichung 4.5 nun nach dem Auftriebsbeiwert differenziert, erhält man

$$\frac{\partial C_{M,CG}}{\partial C_L} = -\frac{x_{AC} - x_{CG}}{c_{MAC,W}}. \quad (4.7)$$

Hier kann also direkt abgelesen werden, dass der Schwerpunkt vor dem Neutralpunkt liegen muss, um die Bedingung zu statischen Stabilität nach Gleichung 4.3 zu erfüllen. Der Abstand der beiden Punkte ist ein direktes Maß für die statische Längsstabilität.

Nach Gleichung 4.7 ergibt sich für die Stabilitätsreserve (static margin) die Beziehung

$$static\ margin = \frac{x_{AC} - x_{CG}}{c_{MAC,W}}. \quad (4.8)$$

4.2 Getrimmter Flugzustand

Es soll nun noch weiter auf den getrimmten Flugzustand eingegangen werden, in dem die Summe aller Momente um den Schwerpunkt des Flugzeuges sich zu null ergibt. In Kapitel 4.1 wurde das Nickmoment in ein Nullmoment und eine im Neutralpunkt angreifende Auftriebskraft unterteilt. Für einen getrimmten Flugzustand muss also der Schwerpunkt der Konfiguration auf einem Ort der mittleren aerodynamischen Flügeltiefe liegen, in dem das durch den Auftrieb erzeugte Moment gerade das Nullmoment aufhebt. Dieser Punkt wird Druckpunkt (center of pressure) genannt, und es muss für die BWB-Konfiguration gelten:

$$x_{CP} = x_{CG} \quad (4.9)$$

Für den getrimmten Flugzustand ergibt sich Gleichung 4.5 demnach zu

$$C_{M,CG} = C_{M0} - \frac{x_{AC} - x_{CG}}{c_{MAC,W}} \cdot C_L = 0. \quad (4.10)$$

Löst man diese Gleichung nun nach x_{CG} auf, erhält man für den Schwerpunkt bzw. den Druckpunkt

$$x_{CP} = x_{CG} = -\frac{C_{M0}}{C_L} \cdot c_{MAC,W} + x_{AC}. \quad (4.11)$$

Der Druckpunkt ist also abhängig vom Auftriebsbeiwert. Je größer der Auftriebsbeiwert wird, desto näher bewegt sich der Druckpunkt in Richtung des Neutralpunktes. Dieser Effekt wird auch als Druckpunktwanderung bezeichnet. Bei positivem C_{M0} liegt der Druckpunkt vor dem Neutralpunkt, bei negativem Nullmomentenbeiwert liegt er dahinter. Mit steigendem Auftriebsbeiwert wandert der Druckpunkt stets zum Neutralpunkt.

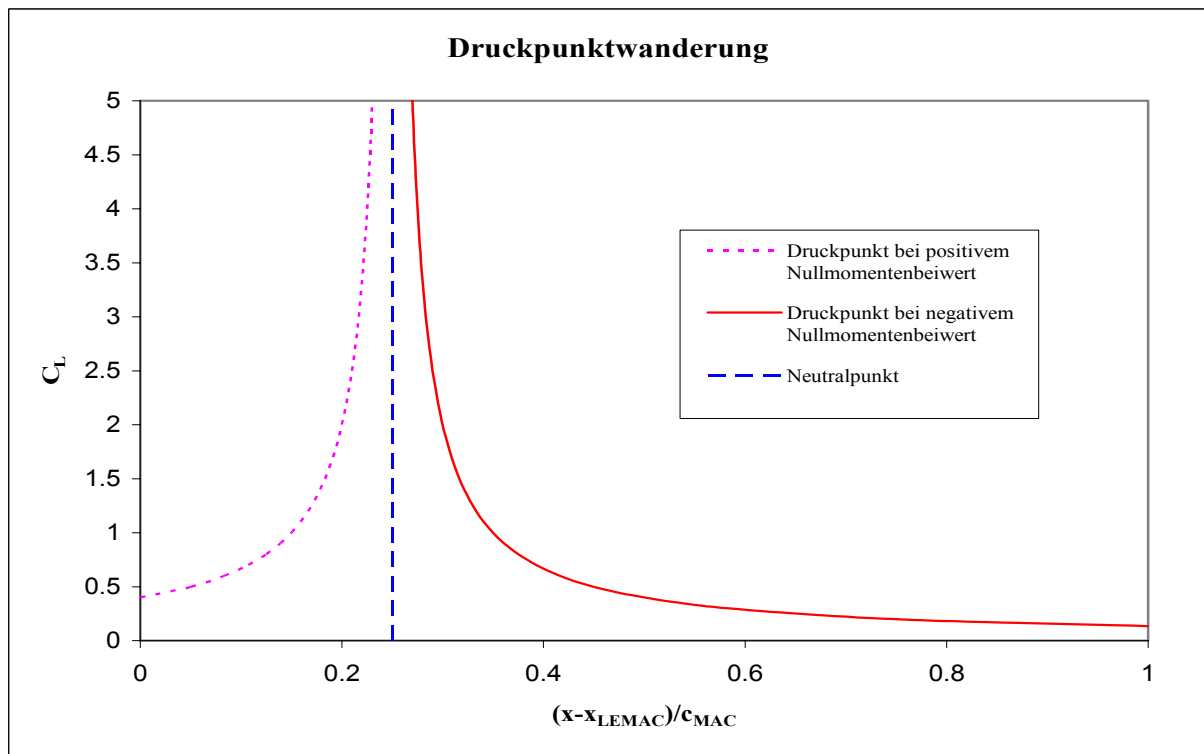


Bild 4.4 Druckpunktwanderung

Für einen getrimmten Flugzustand muss durch Umstellung von Gleichung 4.10 für den Nullmomentenbeiwert C_{M0} gelten:

$$C_{M0} = \frac{x_{AC} - x_{CG}}{c_{MAC,W}} \cdot C_L. \quad (4.12)$$

In Kapitel 4.1 wurde gezeigt, dass für statische Stabilität der Schwerpunkt vor dem Neutralpunkt liegen muss. Der Ausdruck $x_{AC} - x_{CG}$ ist also positiv. Zur Erfüllung der Bedingung der Momentenfreiheit um den Schwerpunkt ergibt sich demnach folgende Bedingung:

$$C_{M_0} > 0. \quad (4.13)$$

Es ergibt sich jedoch nun das Problem, dass alle Profile mit positiver Wölbung ein Nickmoment $c_{M_0} < 0$ aufweisen. Diese Art von Profilen kommt nahezu bei allen Flugzeugen ausschließlich zum Einsatz. Bei konventionellen Flugzeugen wird das negative Nickmoment des Flügels deshalb durch den Abtrieb des Höhenleitwerks ausgeglichen.

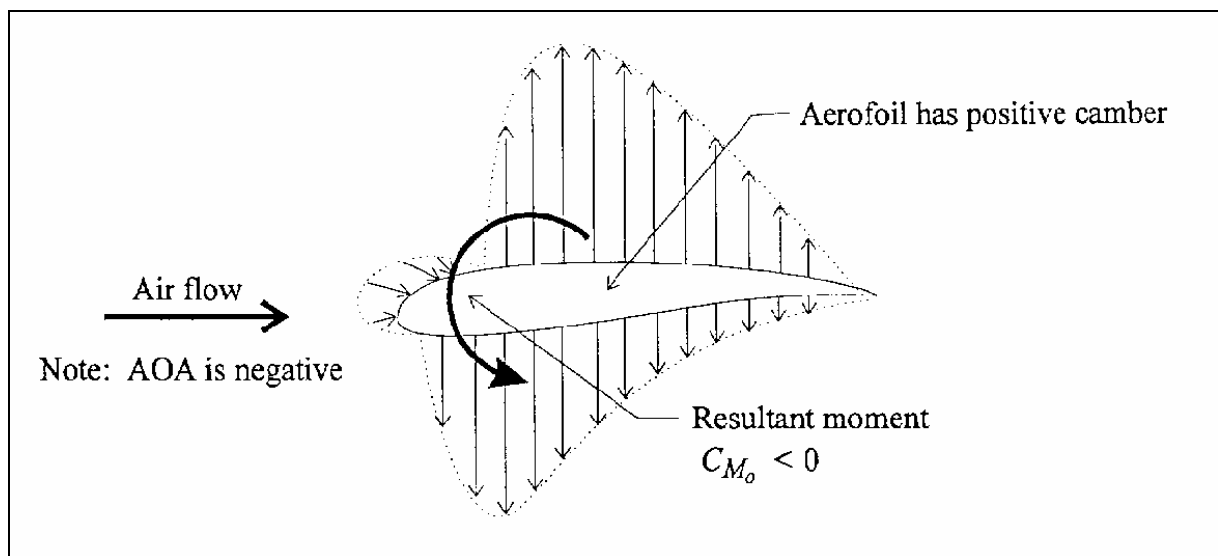


Bild 4.5 Profil mit positiver Wölbung (Young 2001)

Da BWB-Konfigurationen kein Höhenleitwerk besitzen, muss hier auf andere Art ein positives Nullmoment erreicht werden. Hierzu stehen drei Lösungsmöglichkeiten zur Verfügung:

- Zum einen können Profile mit negativer Wölbung verwendet werden. Diese erfüllen zwar die Forderung nach einem positiven Nickmoment, haben aber einen geringen maximalen Auftriebsbeiwert. Außerdem erreichen sie ihren geringsten Widerstandsbeiwert erst bei negativen Anstellwinkeln, was einen im Gegensatz zu positiv gewölbten Profilen recht hohen Widerstand im Reiseflug hervorruft.
- Eine weitere Möglichkeit stellen die so genannten S-Schlag-Profile (reflexed airfoil) dar. Diese besitzen eine positive Wölbung im Bereich der Vorderkante, so dass der minimale Widerstand bei positiven Anstellwinkeln erreicht wird. Im hinteren Bereich liegt beim S-Schlag-Profil negative Wölbung vor, woraus sich das positive Nickmoment ergibt.
- Handelt es sich um eine BWB-Konfiguration mit rückwärtiger Flügelpeilung kann ein positives Nickmoment des gesamten Flügels auch mit positiv gewölbten Profilen erreicht

werden. Wird eine negative Flügelschränkung (wing twist) ε_t vorgesehen, so dass der Einstellwinkel (incidence angle) i_w in Richtung der Flügelspitze abnimmt, produzieren die Flügelspitzen einen relativ geringeren Auftrieb oder sogar Abtrieb wie ein konventionelles Höhenleitwerk. Als weiterer Vorteil wird durch negative Flügelschränkung ein Überziehen der Flügelspitze (tip stall) vermieden. Es muss also gelten:

$$\varepsilon_t = i_{t,W} - i_{r,W} < 0. \quad (4.14)$$

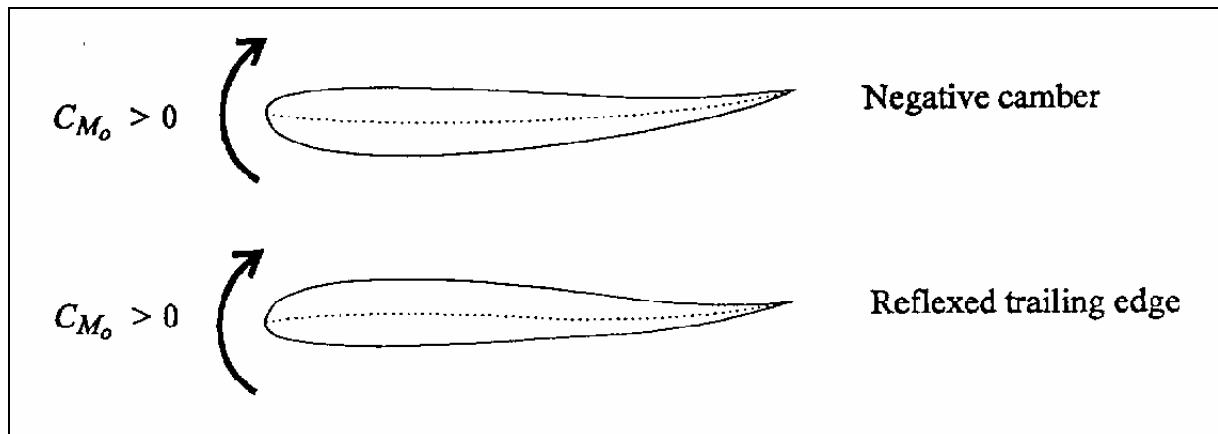


Bild 4.6 Profile mit positivem Nickmoment (Young 2001)

5 Massen und Schwerpunkte

Die elementaren Bauteile der BWB-Konfiguration aus Kapitel 3 müssen nun mit Punkt-, Flächen- bzw. Volumenbelastungen belegt werden. Auf diese Weise lassen sich Massen und Schwerpunkte der einzelnen Bauteile bestimmen, was schließlich auch auf die Gesamtmasse und den Gesamtschwerpunkt der Konfiguration führt. Die Ermittlung der benötigten Belastungen erfolgt aus den Gewichtsdaten der Basiskonfiguration VELA2. Auf konventionelle im Flugzeugentwurf verwendete Verfahren zur Massenprognose kann hier nicht zurückgegriffen werden. Diese Verfahren basieren auf Statistiken, die durch die Auswertung konventioneller Flugzeuge erstellt wurden. Diese weichen in ihren Eigenschaften zu weit von den hier betrachteten BWB-Konfigurationen ab.

5.1 Massenaufteilung der Konfiguration

Die für das zu entwickelnde Verfahren verwendete Massenaufteilung (weight breakdown) der Konfiguration orientiert sich an einer vorhandenen Massenaufteilung der Basiskonfiguration VELA2. Die Gewichtsdaten der Basiskonfiguration werden mit den betreffenden Grundflächen der einzelnen Komponenten normiert, was auf eine Flächenlast für jede Komponente führt. Werden diese Flächenlasten mit den Flächen der einzelnen Bauteile aus Kapitel 3 multipliziert, führt dies auf das Gewicht der Komponente der aktuell betrachteten Konfiguration. Einige Komponenten werden nicht über ihre Fläche sondern über eine charakteristische Länge oder auch über das maximale Abfluggewicht (MTOW) der Konfiguration skaliert.

Durch diese Skalierung ist es also möglich Gewichtsdaten für beliebige BWB-Konfigurationen zu ermitteln, bei denen die Flächen der betrachteten Komponenten von den Flächen der Basiskonfiguration abweichen. Es muss jedoch beachtet werden, dass es sich hierbei um eine Linearisierung handelt. Weicht die gerade betrachtete Konfiguration in ihren geometrischen Eigenschaften sehr stark von der Basiskonfiguration ab ist es möglich, dass der lineare Zusammenhang nicht mehr gegeben und ist die Aussagefähigkeit der erzielten Ergebnisse abnimmt.

5.1.1 Flächenlasten

Die Gewichte, die für das Verfahren mit einer Fläche skaliert werden, die Größe der betreffenden Flächen sowie die sich daraus ergebenden Flächenlasten sind in Tabelle 5.1 dargestellt.

Tabelle 5.1 Ableitung der Flächenlasten

Weight Chapter	Subchapter	Masse ¹ [kg]	Fläche für die Skalierung	Fläche S [m ²]	Flächenlast ¹ [kg/m ²]
Outer Wing	Primary Structure (Wingbox)	m	Trapezfläche Flügelkasten	385,31	m/S
	Secondary Structure (LE)	m	Trapezfläche vor Flügelkasten	87,89	m/S
	Secondary Structure (TE)	m	Trapezfläche hinter Flügelkasten	182,27	m/S
	Slats	m	jeweilige Trapezfläche	42,07	m/S
	Flaps, Ailerons, Spoiler	m	jeweilige Trapezfläche	220,55	m/S
	Miscellaneous	m	Trapezfläche Outer Wing	490,80	m/S
Transition Wing	Structure	m	Trapezfläche Transition Wing ohne Elevons	221,82	m/S
	Elevons	m	Trapezfläche Elevons	34,56	m/S
Center Wing	Unpressurized rear Section	m	Trapezfläche ohne Kabine und Elevons	177,03	m/S
	Elevons	m	Trapezfläche Elevons	55,8	m/S
	Pressurized Section	m	Trapezfläche Center Wing inkl. Kabine	779,60	m/S
	Nose Structure and Windscreen	m	Nasengrundfläche	33,74	m/S
	Cabin Floor Structure	m	Kabinenfläche	733,80	m/S
	Cargo Floor Structure	m	Frachtraumfläche	177,30	m/S
	Nose Landing Gear Doors	m	Projektionsfläche Nose Landing Gear	14,00	m/S
	Main Landing Gear Doors	m	Projektionsfläche Main Landing Gear	64,00	m/S
	Sealing and Paint	m	Trapezfläche Center Wing	1012,40	m/S
Vertical Tail	Fins	m	Fläche	130,80	m/S
Furnishing	Insulation	m	Kabinenfläche	733,80	m/S
	Cabin Lining	m	Kabinenfläche	733,80	m/S
	Cargo Lining	m	Frachtraumfläche	177,30	m/S
	Walls, Doors and Storage Space	m	Kabinenfläche	733,80	m/S
	Cabin Floor Covering	m	Kabinenfläche	733,80	m/S
	Cargo Loading System	m	Frachtraumfläche	177,30	m/S
Systems	Lightning Kabine	m	Kabinenfläche	733,80	m/S
	Lightning Frachtraum	m	Frachtraumfläche	177,30	m/S
	Fire Protection	m	Frachtraumfläche	177,30	m/S

¹ Die Werte für Massen und Flächenlasten waren beim Erstellen dieser Arbeit bekannt sind jedoch Airbus-vertraulich zu behandeln

Unter den Flächenlasten nimmt der Outer Wing eine Sonderstellung ein. Es soll zusätzlich zu den Flächenlasten der Einfluss der maximalen Leertankmasse m_{MZF} sowie der Flügelpfeilung auf das Gewicht des Outer Wing berücksichtigt werden. Eine Gewichtsbestimmung nur über Flächenlasten ist nicht immer ausreichend, da sich eine geringere Fläche des Außenflügels bei gleichem zu erzeugendem Auftrieb in einem höheren Gewicht äußert. Weiterhin ist ein stark gepfeilter Flügel schwerer als ein weniger gepfeilter Flügel.

Zur Berücksichtigung dieser Effekte wird eine Gleichung nach **Torenbeek 1988** verwendet:

$$\frac{m_W}{m_{MZF}} = 6,67 \cdot 10^{-3} \cdot b_S^{0,75} \cdot \left(1 + \sqrt{\frac{b_{ref}}{b_S}}\right) \cdot n_{ult}^{0,55} \cdot \left(\frac{b_S/t_r}{m_{MZF}/S_W}\right)^{0,3} \quad (5.1)$$

Hierin wird die strukturelle Spannweite b_S des Outer Wing durch die Beziehung

$$b_S = \frac{b}{\cos \varphi_{50}} \quad (5.2)$$

bestimmt. Die Pfeilung der 50%- Linie lässt sich durch Gleichung 3.12 ermitteln.

Weiterer Eingangsparameter zur Berechnung der Masse des Outer Wing ist der Referenzwert $b_{ref} = 1,905m$.

Der Bruchlastfaktor (ultimate load factor) n_{ult} ergibt sich aus

$$n_{ult} = 1,5 \cdot n_{lim}, \quad (5.3)$$

wobei das sichere Lastvielfache (limit load factor) n_{lim} nach **JAR 25.337** für alle Flugzeuge mit einem maximalen Abfluggewicht $MTOW > 22680$ kg den Wert $n_{lim} = 2,5$ aufweist.

Das Verhältnis b_S/t_r (cantilever ratio) wird für hier betrachtete freitragende Flügel mit dem Wert $b_S/t_r = 40$ angesetzt.

Da im späteren Verfahren nur das $MTOW$ als Eingangsparameter auftaucht muss zur Lösung von Gleichung 5.1 noch die maximale Leertankmasse ermittelt werden. Es gilt mit der maximalen Kraftstoffmasse m_{MF}

$$m_{MZF} = m_{MTO} - m_{MF}. \quad (5.4)$$

Weiterhin sind für die Gleichung der Masse des Außenflügels nach **Torenbeek 1988** noch folgende Korrekturen erforderlich:

- +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

Für das spätere Verfahren wird nun das Gewicht aus Gleichung 5.1 mit einer konstanten Masse so skaliert, dass man für den Außenflügel der Konfiguration VELA2 den Wert 1,0 erhält. Das so skalierte Gewicht wird dann mit den Flächenlasten aus Tabelle 5.1 multipliziert. Dies führt für den Outer Wing verglichen mit Gleichung 5.1 zu einem geringeren Gewicht, das dem Gewicht aus der eingangs verwendeten Massenaufteilung entspricht. Diese Reduzierung des Gewichts ist plausibel, da der Außenflügel einer BWB-Konfiguration natürlich leichter sein muss als bei einem konventionellen Flugzeug, da hier ja der Innenflügel zur Auftriebserzeugung beiträgt.

Mit dieser Methode ist es für den Außenflügel möglich neben der reinen Flächenbetrachtung auch Effekte wie Pfeilung oder den Einfluss von Triebwerken unter den Flügeln zu berücksichtigen.

5.1.2 Streckenlasten

Einige Komponenten der BWB-Konfiguration werden über Streckenlasten also in Abhängigkeit ihrer Länge definiert. Dazu gehören die Druckwände (pressure walls), die den druckbelüfteten Bereich der Konfiguration vom nicht druckbelüfteten Bereich trennen, das hydraulische Versorgungssystem, das Enteisungssystem sowie die Rippenstruktur innerhalb der Kabine. Bei den Basiskonfigurationen VELA1 und VELA2 ist es vorgesehen, den Center Wing mit drei Rippen zu verstärken, die die Kabine in fünf Bereiche mit jeweils zwei Gängen und acht Sitzen in einer Reihe unterteilen. Die mittlere Rippe hat die Länge der Kabinenmittellinie

$$l_{C,CL} = x_{rwd,C} \cdot \quad (5.5)$$

Die beiden anderen Rippen entsprechen in ihrer Länge der mittleren Kabinenlänge

$$l_{C,mid} = x_{rwd,C} + \frac{1}{2} x_{fwd,o,C} \cdot \quad (5.6)$$

Die Druckwände bilden ähnlich einem konventionellen Druckschott eine Abgrenzung des druckbelüfteten Bereichs (pressurized areas) der Struktur vom nicht druckbelüfteten Bereich (unpressurized areas) der Konfiguration (Bild 5.1).

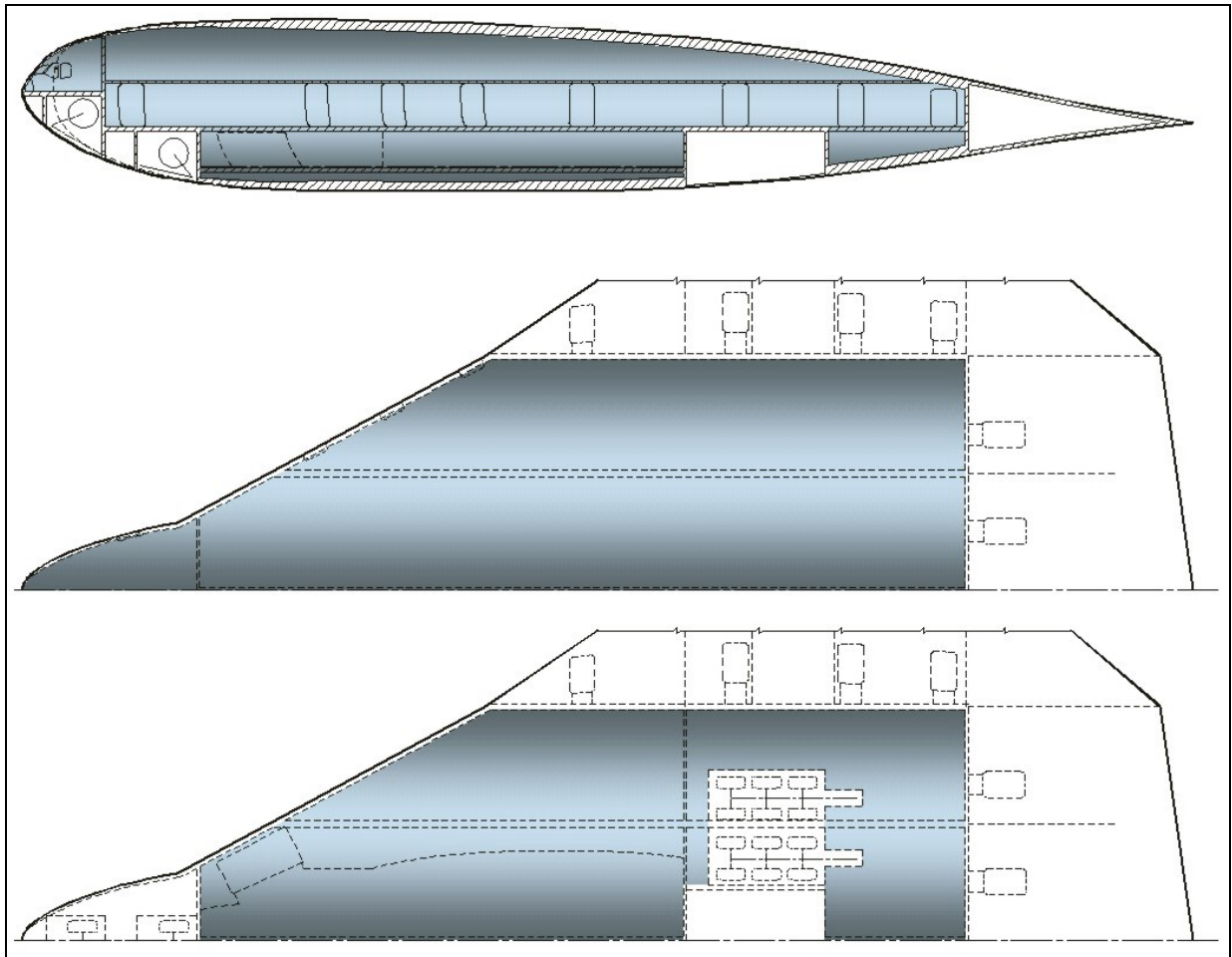


Bild 5.1 Pressurized Areas am Beispiel VELA2 (Lingnau 2003)

Für die Länge der Druckwände ergibt sich folgender Zusammenhang:

$$l_{PW} = 2 \cdot (x_{rwd,C} - x_{fwd,o,C}) + w_{o,C} \quad (5.7)$$

Die Massen, die für das Verfahren mit einer Länge skaliert werden und die sich daraus ergebenden Streckenlasten sind in folgender Tabelle dargestellt:

Tabelle 5.2 Ableitung der Streckenlasten

Weight Chapter	Subchapter	Länge für die Skalierung	Masse in Abhängigkeit der Länge [kg/m]
Center Wing	Cabin Rib Structure	Länge der Kabinenmittellinie und mittlere Kabinenlänge	25,463 · (l _{C,CL} + 2 · l _{C,mid})
	Pressure Walls	Länge der Druckwände	132,172 · l _{PW}
Systems	Hydraulic Distribution	Spannweite des Gesamtflügels	35,302 · b _W
	De-icing	Spannweite des Gesamtflügels	0,804 · b _W

5.1.3 Punktlasten

Komponenten wie Fahrwerk und Triebwerke werden als Punktlasten definiert, da diese auch nahezu punktförmig in die Struktur eingeleitet werden. Die Gewichte für Bug- und Hauptfahrwerk werden zudem über die maximale Abflugmasse m_{MTO} skaliert. Bei den Komponenten, für die diese Skalierung nicht vorgenommen wird, ist eine entsprechende Anpassung der Gewichtsdaten vorzunehmen, falls Konfigurationen anderer Größenordnungen im Verfahren betrachtet werden sollen. Für die Fahrwerksstreben (struts) wird angenommen, dass jedes Hauptfahrwerksbein mit einer Strebe ausgestattet ist.

Die Komponenten der BWB-Konfiguration, die als Punktlasten bestimmt werden sind in Tabelle 5.3 aufgelistet.

Tabelle 5.3 Ableitung der Punktlasten

Weight Chapter	Subchapter	Masse für die Skalierung	Masse der Komponente [kg]
Landing Gears	Nose Landing Gear	MTOW	$3,125 \cdot 10^{-3} m_{MTO}$
	Main Landing Gear	MTOW	$0,017 m_{MTO}$
	Landing Gear Supports	-	765
Pylons	inboard	-	3310
	outboard	-	6780
Equipped Engines	inboard	-	17190
	outboard	-	16314
APU	-	-	1000
Flight Controls	Roll, Flaps, Slats, Spoiler/Airbrakes	-	2681
	Yaw, Pitch, commom Installation	-	1536
Operator and operational Equipment	Aircraft Documents and Tool Kit	-	46

5.1.4 Sonstige Gewichte

Weiterhin gibt es eine Gruppe von Komponentengewichten, die nicht über Geometrieparameter skaliert sondern über die Anzahl der Passagiere der Konfiguration bestimmt werden. Dies ist bei fast allen Flugzeugsystemen und der Ausrüstung der Fall. Es leuchtet bei diesen Komponenten sofort ein, dass hier eine Skalierung über die Passagieranzahl der sinnvollere Weg ist, da Systeme wie Klimaanlage und die Wasserversorgung in ihrer Auslegung eindeutig von der Anzahl der Passagiere abhängen. Zwar wäre es ebenfalls möglich gewesen die Passagierzahl auf die Kabinenfläche zu beziehen, jedoch hätte man sich in diesem Fall auf eine Passagierbelegung pro Fläche festlegen müssen. Dies hätte bedeutet, sich dauerhaft für eine Kabinenauslegung (Zweiklassen- bzw. Dreiklassenbestuhlung) entscheiden zu müssen. Durch die

Skalierung über die Passagieranzahl bleibt diese Entscheidung offen. Lediglich muss ein zusätzlicher Parameter für die Anzahl der Passagiere N_{PAX} eingeführt werden.

Ebenso ist natürlich die Nutzlast der BWB-Konfiguration von der Passagierzahl abhängig. Sie besteht aus den Passagieren, ihrem Gepäck und der zusätzlichen Fracht, die die Konfiguration aufnehmen kann. In Anlehnung an **Roskam 1989** wird für die Standard Passenger Payload (SPP) für die Masse eines Passagiers selbst ein Wert von $m_{PAX}/N_{PAX} = 75kg$ angesetzt. Für das Gepäck eines einzelnen Passagiers wird ein Gewicht von $m_{baggage}/N_{PAX} = 20kg$ veranschlagt. Die relativen Gewichte, die von der Passagierzahl abhängig sind, werden in Tabelle 5.4 aufgelistet.

Tabelle 5.4 Ableitung der Lasten abhängig von der Passagieranzahl

Weight Chapter	Subchapter	Masse in Abhängigkeit der Passagierzahl² [kg]
Furnishing	Toilets and Desinfectant	$m \cdot N_{PAX}$
	General Equipment	$m \cdot N_{PAX}$
Systems	Bleed and Engine Control	$m \cdot N_{PAX}$
	Electrical and hydraulic Generation	$m \cdot N_{PAX}$
	Engine and APU Oil	$m \cdot N_{PAX}$
	Fuel System	$m \cdot N_{PAX}$
	Unusable Fuel	$m \cdot N_{PAX}$
	Electrical Distribution	$m \cdot N_{PAX}$
	Water System an Water	$m \cdot N_{PAX}$
	Air Conditioning	$m \cdot N_{PAX}$
	Communication	$m \cdot N_{PAX}$
	Fixed Emergency Oxygen	$m \cdot N_{PAX}$
	Instrument Panels, auto. Flight System, Navigation	$m \cdot N_{PAX}$
Operator and operational Equipment	Passenger Seats and seat-mounted electrical Parts	$m \cdot N_{PAX}$
	Crew Seats	$m \cdot N_{PAX}$
	Galley Structure and Catering	$m \cdot N_{PAX}$
	Emergency Equipment	$m \cdot N_{PAX}$
	LD3 empty	$m \cdot N_{PAX}$
	Crew Rest	$m \cdot N_{PAX}$

Ebenfalls indirekt abhängig von der Passagieranzahl ist die Anzahl der Kabinentüren bzw. der Notausgänge. Nach **JAR 25.809** könnte die Zahl der Passagiere direkt auf eine erforderliche Anzahl der Notausgänge umgerechnet werden. Hierauf wird jedoch verzichtet, da sich bei der BWB-Konfiguration folgende Besonderheit bezüglich der Türen und Notausgänge ergibt:

² Die Werte für die Massen in Abhängigkeit der Passagierzahl waren beim Erstellen dieser Arbeit bekannt sind jedoch Airbus-vertraulich zu behandeln.

Türen und Notausgänge, die sich an der Vorderkante des Center Wings befinden, können wie konventionelle Türen ausgeführt werden. Mit Türen nur an der Vorderkante lässt sich jedoch nicht die in AC 25.807-1 geforderte gleichmäßige Verteilung der Notausgänge erreichen. Es müssen also auch Notausgänge an den seitlichen und rückwärtigen Wänden der Kabine vorgesehen werden. Diese Notausgänge müssen mit jeweils zwei Türen versehen werden. Die erste Tür stellt einen Durchgang durch die Druckwände dar. Eine zweite Tür ist für den Notausgang erforderlich, um einen Durchgang vom nicht druckbelüfteten Bereich nach außen zu ermöglichen.

Aus diesem Grund wird die Anzahl der jeweiligen Türen und Notausgänge für das Verfahren direkt als Parameter angegeben. Die Anzahl der Notausgänge, für die nur jeweils eine Tür erforderlich ist, wird mit $N_{door, single}$ bezeichnet. Notausgänge mit doppelter Tür erhalten dem entsprechend die Bezeichnung $N_{door, double}$. Das Gewicht aller Notausgänge, Türen und Frachtore $N_{door, CC}$ ergibt sich dann anhand folgender Tabelle:

Tabelle 5.5 Ableitung des Gewichts der Türen

Weight Chapter	Subchapter	Masse in Abhängigkeit der Türanzahl [kg]
Center Wing	Cabin Doors and Cargo Compartment Doors	$124 \cdot N_{door, single} + (121 + 93) \cdot N_{door, double} + 300 \cdot N_{door, cargo}$

Einzigste Volumenbelastung stellt der Treibstoff der BWB-Konfiguration dar. Das Treibstoffgewicht lässt sich über das Treibstoffvolumen V_{fuel} bestimmen. Es gilt

$$V_{fuel} = \sum_{i=1}^5 V_{TK, n} \quad (5.8)$$

Mit der Kraftstoffdichte von $\rho_{fuel} = 0.803 \text{ kg/l}$ ergibt sich die Treibstoffmasse zu

$$m_{fuel} = V_{fuel} \cdot 0.803 \frac{\text{kg}}{\text{l}} \cdot 10^3 \frac{\text{l}}{\text{m}^3} \quad (5.9)$$

5.1.5 Zusammenfassung

In der hier vorgenommenen Ermittlung der Massen der einzelnen Bauteile einer BWB-Konfiguration wurden nicht alle Komponenten vollständig berücksichtigt. Insbesondere im Bereich der Systeme wurden einige Elemente nicht in die Massenaufteilung mit einbezogen, da in einem solchen Falle zu viele zusätzliche Eingangsparameter hätten definiert werden müssen.

Dadurch ergibt sich mit der hier ermittelten Massenaufteilung für die Konfiguration VELA2 ein geringeres Gewicht als mit der ursprünglichen Massenaufteilung der Basiskonfiguration. Diese Differenz wird durch eine entsprechende Erhöhung der Masse des Center Wing wieder ausgeglichen. Sein Gewicht wird um 18% erhöht, so dass das ermittelte Betriebsleergewicht OWE dem ursprünglichen Gewicht der Basiskonfiguration entspricht.

Zur Korrektur der Gewichtsdivergenz wird der Center Wing ausgewählt, da nahezu alle der nicht in der Massenaufteilung berücksichtigten Systeme hier untergebracht sind. Auf diese Weise wird durch die Massenkorrektur die Lage des Gesamtschwerpunkts der Konfiguration nicht verfälscht.

5.2 Schwerpunktlagen

Den Komponenten der Massenaufteilung aus Kapitel 5.1 muss nun jeweils eine Schwerpunktlage zugeordnet werden. Mit Kenntnis der Masse und des Schwerpunkts aller Bauteile der BWB-Konfiguration lässt sich dann anschließend der Gesamtschwerpunkt der Konfiguration bestimmen.

5.2.1 Einzelschwerpunkte

Die Schwerpunkte der Triebwerke, des Bug- und des Hauptfahrwerkes sowie der APU sind durch ihre Einbauposition vorgegeben. Die Schwerpunkte aller anderen Komponenten müssen über ihre in Kapitel 3 ermittelten Flächenschwerpunkte oder über für sie charakteristische Längen bestimmt werden. Die Schwerpunktlagen für die komplette Massenaufteilung der BWB-Konfiguration ergeben sich aus den folgenden Tabellen:

Tabelle 5.6 Schwerpunktlagen Outer Wing

Weight Chapter	Subchapter	Bezugsgröße	Schwerpunkt der Komponente
Outer Wing	Primary Structure (Wingbox)	Flächenschwerpunkt Wingbox	$0,9528 \cdot x_{CA}$
	Secondary Structure (LE)	Flächenschwerpunkt der Fläche vor Wingbox	$0,932 \cdot x_{CA}$
	Secondary Structure (TE)	Flächenschwerpunkt der Fläche hinter Wingbox	$0,972 \cdot x_{CA}$
	Slats	Flächenschwerpunkt Slat	$x_{CA,ST}$
	Flaps, Ailerons, Spoiler	Flächenschwerpunkt Movable	$x_{CA,MV}$
	Miscellaneous	Flächenschwerpunkt Outer Wing	$0,814 \cdot x_{CA,OW}$

Tabelle 5.7 Schwerpunktlagen Transition Wing

Weight Chapter	Subchapter	Bezugsgröße	Schwerpunkt der Komponente
Transition Wing	Structure	Flächenschwerpunkt Transition Wing ohne Slats und Movables	$0,986 \cdot x_{CA}$
	Elevons	Flächenschwerpunkt Movable	$x_{CA,MV}$

Tabelle 5.8 Schwerpunktlagen Center Wing

Weight Chapter	Subchapter	Bezugsgröße	Schwerpunkt der Komponente
Center Wing	Unpressurized rear Section	Flächenschwerpunkt Center Wing hinter Kabinenrückwand ohne Movables	$0,97 \cdot x_{CA}$
	Elevons	Flächenschwerpunkt Movable	$0,984 \cdot x_{CA,MV}$
	Pressurized Section	Flächenschwerpunkt Center Wing vor Kabinenrückwand	$1,035 \cdot x_{CA}$
	Nose Structure and Windscreen	Flächenschwerpunkt Nase	$1,19 \cdot x_{CA,NS}$
	Cabin Doors and Cargo Compartment Doors	Maximale Kabinenlänge	$0,70 \cdot x_{rwd,C}$
	Cabin Rib Structure	Maximale Kabinenlänge	$0,55 \cdot x_{rwd,C}$
	Cabin Floor Structure	Flächenschwerpunkt Kabine	$x_{CA,C}$
	Cargo Floor Structure	Flächenschwerpunkt Frachtraum	$x_{CA,CC}$
	Pressure Walls	Maximale Kabinenlänge	$0,68 \cdot x_{rwd,C}$
	Nose Landing Gear Doors	Flächenschwerpunkt der Projektionsfläche des Bugfahrwerks	x_{CA}
	Main Landing Gear Doors	Flächenschwerpunkt der Projektionsfläche des Hauptfahrwerks	x_{CA}
	Sealing and Paint	Flächenschwerpunkt Center Wing	$0,87 \cdot x_{CA,cw}$

Tabelle 5.9 Schwerpunktlage Vertical Tail

Weight Chapter	Subchapter	Bezugsgröße	Schwerpunkt der Komponente
Vertical Tail	Fins	Flächenschwerpunkt Fin	$0,984 \cdot x_{CA,V}$

Tabelle 5.10 Schwerpunktlagen Landing Gears

Weight Chapter	Subchapter	Bezugsgröße	Schwerpunkt der Komponente
Landing Gears	Nose Landing Gear	Einbauposition Bugfahrwerk	x_{NLG}
	Main Landing Gear	Einbauposition Hauptfahrwerk	x_{MLG}
	Landing Gear Supports	Einbauposition Hauptfahrwerk	x_{MLG}

Tabelle 5.11 Schwerpunktlagen Pylons

Weight Chapter	Subchapter	Bezugsgröße	Schwerpunkt der Komponente
Pylons	inboard	Einbauposition Pylon	x_{pylon}
	outboard	Einbauposition Pylon	x_{pylon}

Tabelle 5.12 Schwerpunktlagen Equipped Engines

Weight Chapter	Subchapter	Bezugsgröße	Schwerpunkt der Komponente
Equipped Engines	inboard	Einbauposition Triebwerk	x_E
	outboard	Einbauposition Triebwerk	x_E

Tabelle 5.13 Schwerpunktlage APU

Weight Chapter	Subchapter	Bezugsgröße	Schwerpunkt der Komponente
APU	-	Einbauposition APU	x_{APU}

Tabelle 5.14 Schwerpunktlagen Flight Controls

Weight Chapter	Subchapter	Bezugsgröße	Schwerpunkt der Komponente
Flight Controls	Roll, Flaps, Slats, Spoiler/Airbrakes	Erstreckung des Outer Wing	$0,55 x_{\text{ext,ow}}$
	Yaw, Pitch, common Installation	Profiltiefe der Center Line	$0,78 c_{r,cw}$

Tabelle 5.15 Schwerpunktlagen Furnishing

Weight Chapter	Subchapter	Bezugsgröße	Schwerpunkt der Komponente
Furnishing	Insulation	Maximale Kabinenlänge	$0,589 x_{\text{rwd,C}}$
	Cabin Lining	Maximale Kabinenlänge	$0,574 x_{\text{rwd,C}}$
	Cargo Lining	Frachtraumlänge	$0,559 (x_{\text{rwd,CC}} - x_{\text{fwd,CC}})$
	Walls, Doors and Storage Space	Maximale Kabinenlänge	$0,591 x_{\text{rwd,C}}$
	Cabin Floor Covering	Flächenschwerpunkt Kabine	$x_{\text{CA,C}}$
	Toilets and Desinfectant	Maximale Kabinenlänge	$0,692 x_{\text{rwd,C}}$
	Cargo Loading System	Flächenschwerpunkt Frachtraum	$x_{\text{CA,CC}}$
	General Equipment	Maximale Kabinenlänge	$0,583 x_{\text{rwd,C}}$

Tabelle 5.16 Schwerpunktlagen Systems

Weight Chapter	Subchapter	Bezugsgröße	Schwerpunkt der Komponente
Systems	Bleed and Engine Control	Erstreckung der Triebwerke	$0,21 \cdot x_{\text{ext},E}$
	Electrical and hydraulic Generation	Erstreckung der Triebwerke	$0,50 \cdot x_{\text{ext},E}$
	Engine and APU Oil	Erstreckung der Tanks	$0,31 \cdot x_{\text{ext},TK}$
	Fuel System	Erstreckung der Tanks	$0,49 \cdot x_{\text{ext},TK}$
	Unusable Fuel	Erstreckung der Tanks	$0,15 \cdot x_{\text{ext},TK}$
	Hydraulic Distribution	Profiltiefe der Center Line	$0,70 \cdot c_{r,cw}$
	Electrical Distribution	Profiltiefe der Center Line	$0,60 \cdot c_{r,cw}$
	De-icing	Erstreckung des Outer Wing	$0,65 \cdot x_{\text{ext},ow}$
	Water System an Water	Maximale Kabinenlänge	$0,65 \cdot x_{\text{rwd},C}$
	Air Conditioning	Maximale Kabinenlänge	$0,40 \cdot x_{\text{rwd},C}$
	Lightning	Maximale Kabinenlänge	$0,70 \cdot x_{\text{rwd},C}$
	Communication	Maximale Kabinenlänge	$0,40 \cdot x_{\text{rwd},C}$
	Fire Protection	Frachtraumlänge	$0,75 \cdot (x_{\text{rwd},CC} - x_{\text{fwd},CC})$
	Fixed Emergency Oxygen	Maximale Kabinenlänge	$0,55 \cdot x_{\text{rwd},C}$
Instrument Panels, auto. Flight System, Navigation	Nase	$x_{\text{off},NS} + 7,5\text{m}$	

Tabelle 5.17 Schwerpunktlagen Operator and operational Equipment

Weight Chapter	Subchapter	Bezugsgröße	Schwerpunkt der Komponente
Operator and operational Equipment	Passenger Seats and seat-mounted electrical Parts	Maximale Kabinenlänge	$0,59 \cdot x_{\text{rwd},C}$
	Crew Seats	Maximale Kabinenlänge	$0,51 \cdot x_{\text{rwd},C}$
	Galley Structure and Catering	Maximale Kabinenlänge	$0,49 \cdot x_{\text{rwd},C}$
	Emergency Equipment	Maximale Kabinenlänge	$0,60 \cdot x_{\text{rwd},C}$
	Aircraft Documents and Tool Kit	Maximale Kabinenlänge	$0,60 \cdot x_{\text{rwd},C}$
	LD3 empty	Frachtraumlänge	$0,59 \cdot (x_{\text{rwd},CC} - x_{\text{fwd},CC})$
	Crew Rest	Flächenschwerpunkt Kabine	$x_{CA,C}$

Tabelle 5.18 Schwerpunktlagen Payload

Weight Chapter	Subchapter	Bezugsgröße	Schwerpunkt der Komponente
Payload	Passengers	Flächenschwerpunkt Kabine	$x_{CA,C}$
	Freight	Flächenschwerpunkt Frachtraum	$x_{CA,CC}$

Tabelle 5.19 Schwerpunktslage Fuel

Weight Chapter	Subchapter	Bezugsgröße	Schwerpunkt der Komponente
Fuel	-	Volumenschwerpunkt Tanks	$x_{CV,TK}$

Der in diesen Tabellen eingeführte Parameter der Erstreckung x_{ext} beschreibt die Erstreckung der jeweiligen Komponente bezüglich der x-Achse. Der Parameter ist für den Außenflügel, die Triebwerke und die Tanks in Bild 5.2 definiert.

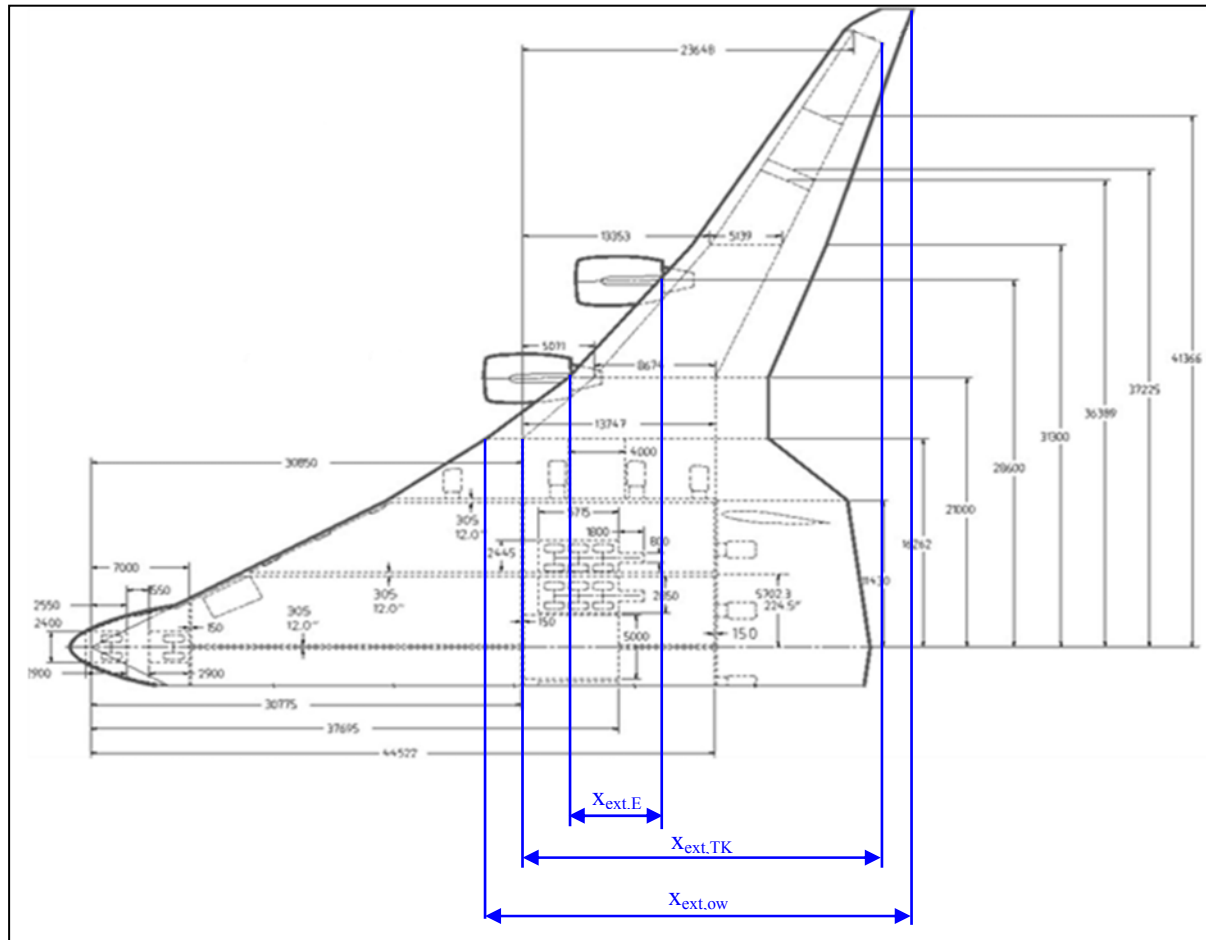


Bild 5.2 Erstreckungen von Außenflügel, Tanks und Triebwerken

5.2.2 Gesamtschwerpunkt

Es sind nun die Massen der einzelnen Komponenten der BWB-Konfiguration und ihre jeweiligen Schwerpunktlagen bekannt. Es kann also jeder Einzelmasse m_n eine Schwerpunktskoordinate bzw. ein Hebelarm x_n zugeordnet werden.

Der Gesamtschwerpunkt der Konfiguration ergibt sich dann aus der Gleichung

$$x_{CG} = \frac{\sum m_n \cdot x_n}{\sum m_n}. \quad (5.10)$$

Oft ist es nützlich neben der absoluten Koordinate des Schwerpunkts auch seine relative Lage auf der mittleren aerodynamischen Flügeltiefe $\overline{x_{CG}}$ zu kennen. Es gilt

$$\overline{x_{CG}} = \frac{x_{CG} - x_{LEMAC}}{c_{MAC,W}}. \quad (5.11)$$

6 Programmierung des Verfahrens

Im folgenden Abschnitt wird das im Rahmen dieser Diplomarbeit entwickelte PC-Programm *StabilityControl* näher beschrieben. Das mit *Microsoft Excel* erstellte Programm ermöglicht es dem Anwender, unter Angabe von relativ wenigen Eingangsparametern die Lage von Gesamtschwerpunkt und aerodynamischen Neutralpunkt einer BWB-Flugzeugkonfiguration zu bestimmen. In den Bereichen, wo *Microsoft Excel* an seine Grenzen stößt, wurde die Programmiersprache *Visual Basic* eingesetzt, die sehr leicht in *Microsoft Excel* eingebunden werden kann. In das dem Programm zu Grunde liegende Verfahren gehen die Ergebnisse aus den vorangegangenen Kapiteln ein.

6.1 Programmaufbau

Als Eingangsdaten für das PC-Programm sind zum einen die Grundrissgeometrie und die Geometrie der einzelnen Profile der Konfiguration entsprechend Kapitel 3.3 erforderlich. Die Eingabe dieser Daten erfolgt anhand einer Datei, die in das Programm über das Arbeitsblatt *Entry* eingelesen wird. Zum anderen müssen Angaben über die Geometrie der elementaren Bauteile der BWB-Konfiguration gemacht werden. Dies geschieht als Eingabe durch den Benutzer über das Arbeitsblatt *Data Input* im Programm *StabilityControl*.

Anhand dieser Eingangsdaten werden dann der Grundriss der Konfiguration graphisch dargestellt und alle grundlegenden Geometrieparameter berechnet. Die Ergebnisse sind im Arbeitsblatt *Planform* dargestellt. Außerdem werden die elementaren Bauteile der Konfiguration in die umhüllende Geometrie eingepasst. Dieses automatische Einpassen von Bauteilen in die äußere Geometrie erfolgt immer dann, wenn der Benutzer nicht alle zur Definition der Geometrie des Bauteils erforderlichen Parameter angibt. Dies führt zu einer erheblichen Vereinfachung des Eingabeaufwandes und erfolgt in mehreren verdeckten Arbeitsblättern. Als Hilfestellung zur Positionierung der Bauteile innerhalb der äußeren Geometrie steht eine Schnittansicht der BWB-Konfiguration im Arbeitsblatt *Section* zur Verfügung.

Aus den Geometriedaten erfolgt nun die Bestimmung der Massenaufteilung der Konfiguration sowie die Berechnung des Gesamtschwerpunktes. Die Ergebnisse werden im Arbeitsblatt *Weights* sowohl in tabellarischer Form als auch graphisch dargestellt.

Zur Bestimmung des aerodynamischen Neutralpunktes sowie des Nickmomentenbeiwertes der Konfiguration ist dem Programm *StabilityControl* das bereits existierende Programm *Wingchar* angegliedert, welches später noch näher beschrieben wird. Dieses Unterprogramm wird über das Arbeitsblatt *Planform* aufgerufen. Die Ergebnisse werden dann wieder in das PC-Programm eingefügt.

Es ist nun möglich die Geometrie der BWB-Konfiguration in der Form zu variieren, dass ein geeignetes Stabilitätsmaß vorliegt. Es kann sowohl die Grundrissgeometrie als auch die Geometrie bzw. die Lage der elementaren Bauteile der Konfiguration angepasst werden. Die Geometriedaten für den Grundriss und die Profilgeometrie können als Datei im Arbeitsblatt *Output* ausgegeben werden. Für die neue Geometrie können dann erneut der Schwerpunkt und der Neutralpunkt bestimmt werden.

6.1.1 Arbeitsblatt *Entry*

Zunächst müssen die Grundriss- und die Profilgeometrie in das PC-Programm *StabilityControl* eingefügt werden. Dies erfolgt über das Einlesen einer Datei im GEO-Format mit der Schaltfläche "Insert Geometry".

GEO-Dateien sind ein bei Airbus weit verbreitetes Datei-Format, das sich aus diesem Grund besonders gut für dieses Verfahren eignet. In der GEO-Datei ist die umhüllende Geometrie der BWB-Konfiguration über ihre Profilschnitte vorgegeben. Es werden jeweils die x- und z-Koordinaten bei der aktuellen y-Position des Profilschnittes aufgelistet. Bei der BWB-Konfiguration liegt der erste Profilschnitt bei $y = 0$.

Für das PC-Programm müssen GEO-Dateien mit 37 Punkten pro Profil verwendet werden. Da *StabilityControl* Grundrissgeometrien mit maximal sechs Trapezen pro Halbspannweite bearbeitet, darf die Anzahl der Profilschnitte in einer GEO-Datei sieben nicht überschreiten. Weiterhin muss in der Datei unbedingt die Anzahl der Profilschnitte und der Punkte pro Profilschnitt an entsprechender Stelle vermerkt sein. Ansonsten führen die Berechnungen von *StabilityControl* zu falschen Ergebnissen. In Bild 6.1 ist der Aufbau einer GEO-Datei dargestellt und erläutert.

Um im Verfahren auch Punkte der umhüllenden Geometrie erfassen zu können, die sich zwischen zwei Profilschnitten befinden, wird in *StabilityControl* zwischen den in der GEO-Datei definierten Schnitten linear interpoliert. Eine graphische Entsprechung einer GEO-Datei mit den Interpolationen zwischen den einzelnen Profilen zeigt Bild 6.2.

Anstatt einer Datei im GEO-Format kann ebenfalls eine Datei im TXT-Format verwendet werden. Diese muss jedoch identisch aufgebaut sein, so dass sich die Dateien nur in ihrem Format unterscheiden.

VELA2.geo - Editor
Datei Bearbeiten Format Ansicht ?
Wing _geo file from program WING @ 29092004_1634

55.658023	0.00000	0.74695
50.11122	0.00000	-0.62360
44.55888	0.00000	-1.61644
39.00117	0.00000	-2.24359
33.43896	0.00000	-2.65256
27.89367	0.00000	-2.67210
22.30722	0.00000	-2.70295
16.74047	0.00000	-2.71331
13.95703	0.00000	-2.71387
11.17351	0.00000	-2.70869
8.38983	0.00000	-2.69323
5.60581	0.00000	-2.65365
4.21344	0.00000	-2.61014
2.82060	0.00000	-2.53402
1.42549	0.00000	-2.39341
0.72384	0.00000	-1.90641
0.44067	0.00000	-1.57875
0.29788	0.00000	-1.33260
0.00000	0.00000	0.00000
0.25644	0.00000	1.49434
0.39210	0.00000	1.73331
0.66557	0.00000	2.06641
1.35466	0.00000	2.52832
2.73980	0.00000	2.97694
4.12797	0.00000	3.21942
5.51757	0.00000	3.36433
8.29871	0.00000	3.52193
11.06110	0.00000	3.59282
13.86419	0.00000	3.61844
16.64771	0.00000	3.61422
22.21585	0.00000	3.52901
27.78499	0.00000	3.37578
33.35471	0.00000	3.18385
38.92471	0.00000	2.97168
44.49550	0.00000	2.70628
50.07122	0.00000	2.10464
55.65598	0.00000	0.88565
54.04688	11.43000	1.07612
50.77088	11.43000	-0.03118
47.48668	11.43000	-0.57119
44.19741	11.43000	-0.75940
40.90660	11.43000	-0.84075
37.61549	11.43000	-0.90119
34.32413	11.43000	-0.94472
31.03228	11.43000	-0.95442
29.38614	11.43000	-0.94424
27.73983	11.43000	-0.92336
26.09332	11.43000	-0.88638
24.44654	11.43000	-0.83100
23.62280	11.43000	-0.78065
22.79834	11.43000	-0.67902
21.97261	11.43000	-0.48938
21.55847	11.43000	-0.30630
21.39177	11.43000	-0.16030
21.30790	11.43000	-0.05141
21.13300	11.43000	0.66200
21.28651	11.43000	1.43020
21.36633	11.43000	1.60158
21.52726	11.43000	1.85659
21.93390	11.43000	2.23443
22.75147	11.43000	2.56906
23.57228	11.43000	2.72016
24.39396	11.43000	2.81164
26.03808	11.43000	2.94105
27.68290	11.43000	3.02259
29.32820	11.43000	3.07025
30.97387	11.43000	3.09290
34.26595	11.43000	3.08597
37.55874	11.43000	3.03079
40.85216	11.43000	2.93112
44.14619	11.43000	2.78966
47.44106	11.43000	2.58973
50.73990	11.43000	2.15710
54.04512	11.43000	1.19788

Hier ist die Anzahl der Profilschnitte angegeben, mit der die Geometrie definiert wird.

Hier ist die Anzahl der Punkte pro Profilschnitt vermerkt.

Angabe der z-Koordinaten des ersten Profilschnittes. Auflistung erfolgt von der Unterseite des Profils über die Nase zur Oberseite.

Angabe der y-Koordinaten des ersten Profilschnittes. Wert bleibt innerhalb eines Profils konstant.

Angabe der x-Koordinaten des ersten Profilschnittes. Auflistung erfolgt von der Hinterkante zur Vorderkante und wieder zur Hinterkante.

Angabe der z-Koordinaten des zweiten Profilschnittes.

Angabe der y-Koordinaten des zweiten Profilschnittes.

Angabe der x-Koordinaten des zweiten Profilschnittes.

Bild 6.1 Aufbau einer GEO-Datei

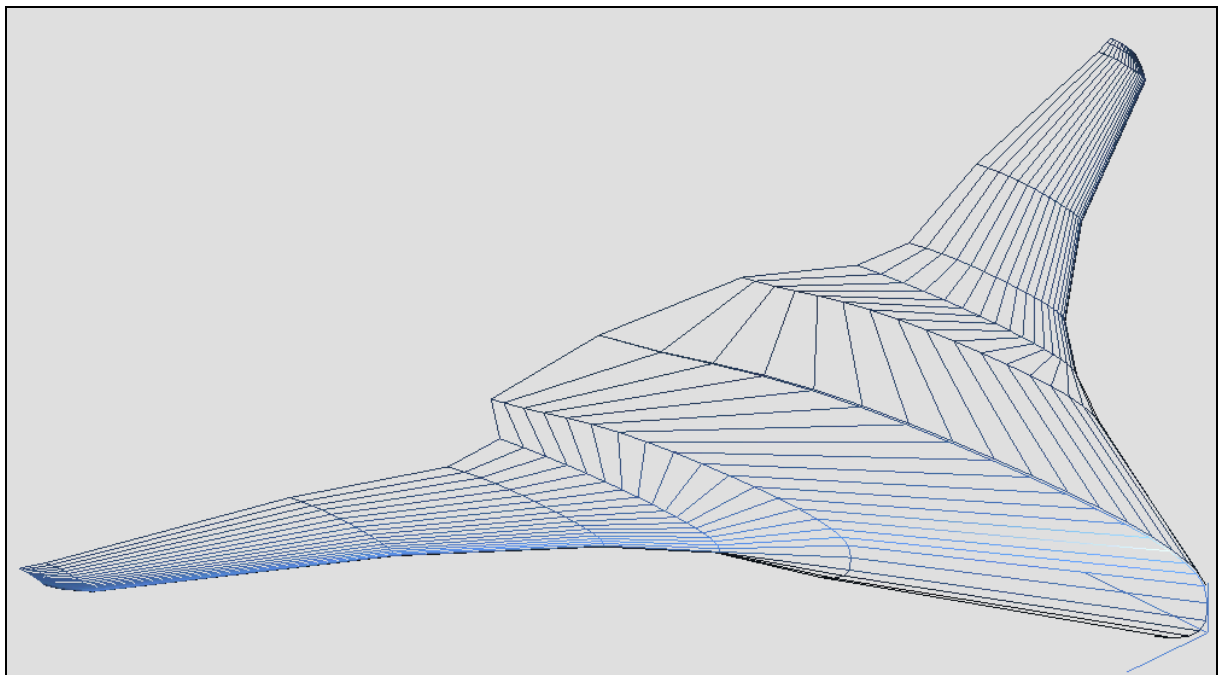


Bild 6.2 Graphische Aufbereitung einer GEO-Datei

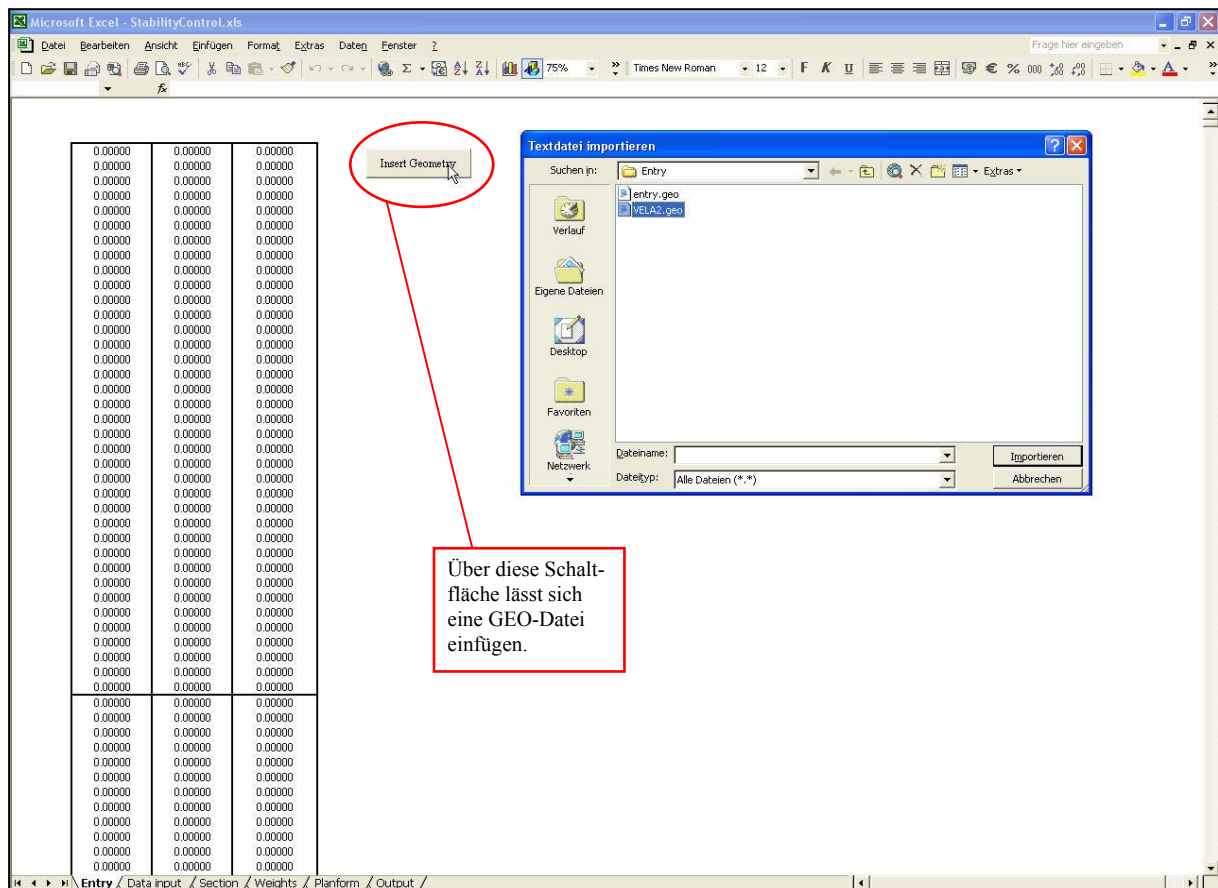


Bild 6.3 Arbeitsblatt *Entry*

6.1.2 Arbeitsblatt *Data Input*

Über dieses Arbeitsblatt kann die jeweilige Geometrie der einzelnen Bauteile definiert werden. *StabilityControl* ist so programmiert, dass nicht alle Parameter vom Benutzer angegeben werden müssen. Wird zum Beispiel nicht angegeben bis zu welcher x-Koordinate sich die Kabine erstrecken soll, wird das Ende der Kabine automatisch so weit nach hinten verlegt wie es die äußere Geometrie zulässt. Für die Bauteile Slats, Tanks und Movable ist die relative Profiltiefe vorgegeben, wenn hierfür kein Wert angegeben wird. Für die Slats wurde hierbei eine relative Profiltiefe von 20% gewählt. Für die Movable wurde ein Wert von 25% und für die Tanks von 55% angesetzt. Bei fast allen Komponenten wird auf solche voreingestellte Werte zurückgegriffen, wenn keine Angabe durch den Benutzer erfolgt. Alle Parameter, bei denen dies der Fall ist, sind mit einem Kommentar versehen, das den entsprechenden automatisch eingestellten Wert angibt.

Jede Komponente der BWB-Konfiguration ist mit einer Schaltfläche versehen, mit der das betreffende Bauteil aus der Konfiguration entfernt oder hinzugefügt werden kann. Bei den Tanks kann zusätzlich noch ein Füllstand angegeben werden.

Bei den Tanks muss außerdem beachtet werden, dass die Geometrie der Tanks die Position der Wingbox im Außenflügel vorgibt (siehe Kapitel 3.6). Ein Außenflügel ohne Tanks führt also auf keine sinnvollen Ergebnisse.

Neben den Geometrieparametern können im Arbeitsblatt *Entry* auch einige Gewichte bzw. Massen angegeben werden. So ist zum Beispiel die Angabe des angestrebten maximalen Abfluggewichtes erforderlich. Ebenfalls kann die Masse der Triebwerke beliebig gewählt werden, wenn nicht der voreingestellte Wert verwendet werden soll.

Über die Schaltflächen "Save Data" und "Restore Data" kann jeweils ein Datensatz gespeichert und später wieder hergestellt werden. Dies ermöglicht dem Benutzer den erneuten Zugriff auf einen einmal erstellten Datensatz, ohne alle Parameter erneut eingeben zu müssen.

Comment field: Kommentarfeld gibt den voreingestellten Wert an.

Blue box: Über diese Schaltfläche lässt sich die Komponente aktivieren bzw. deaktivieren.

Green box: Über diese Schaltfläche lässt sich ein erstellter Datensatz speichern.

Orange box: Über diese Schaltfläche lässt sich der Datensatz wieder herstellen.

Bild 6.4 Arbeitsblatt *Data Input*

6.1.3 Arbeitsblatt *Section*

Dieses Arbeitsblatt stellt eine Hilfe zur Auswahl der Eingangsparameter im Arbeitsblatt *Data Input* dar. Hier kann sich der Benutzer eine Schnittansicht an jeder beliebigen spannweiten Position der BWB-Konfiguration anzeigen lassen. Auch der Grundriss und die Profilkordinaten am betrachteten y-Schnitt werden dargestellt. Die Schnittansicht bietet die Möglichkeit, Kollisionen einzelner Bauteile untereinander oder mit der umhüllenden Geometrie zu erken-

nen und gegebenenfalls korrigieren zu können. Zusätzlich wird in diesem Arbeitsblatt die im betrachteten Schnitt vorliegende relative Profildicke angezeigt.

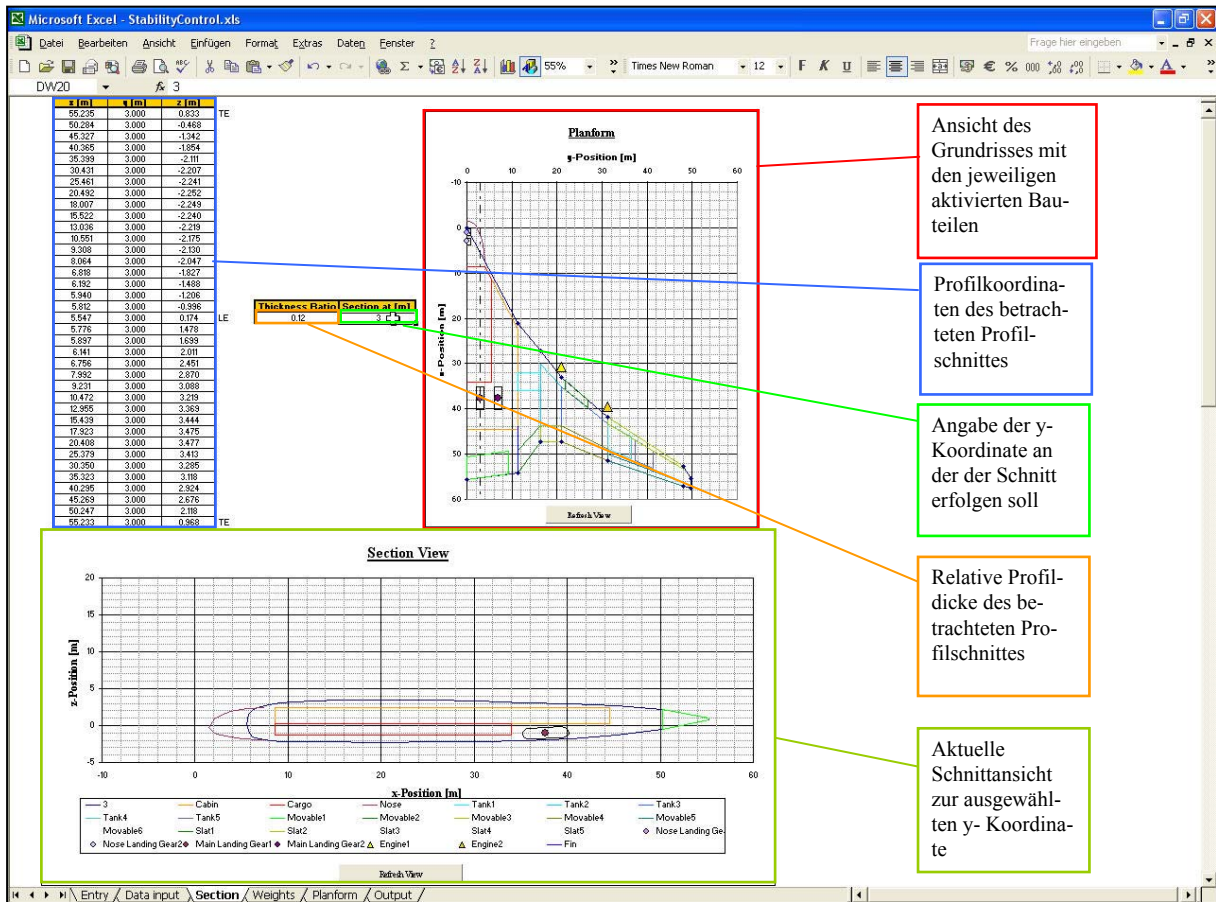


Bild 6.5 Arbeitsblatt *Section*

6.1.4 Arbeitsblatt *Weights*

In diesem Arbeitsblatt werden die Massen und Schwerpunkte der einzelnen Komponenten errechnet und in einer Massenaufteilung dargestellt. Dies geschieht unter Verwendung der Gleichungen aus Kapitel 5. *StabilityControl* ist so programmiert, dass es erkennen kann welche Tanks sich momentan im Außenflügel befinden. Dies ist erforderlich, da die Geometrie der Tanks der Geometrie der Wingbox im Außenflügel entspricht. Ebenso erkennt das Programm ob sich ein Movable im Center Wing, im Transition Wing oder im Outer Wing befindet, da abhängig von der jeweiligen Lage ein Movable unterschiedliche Massenbelegungen aufweist. Erstreckt sich ein Movable über verschiedene Bereiche des Flügels, wird er an deren Übergang getrennt. Die getrennten Bereiche werden dann mit den entsprechenden unterschiedlichen Massenbelegungen versehen.

In der Massenaufteilung wird zum einen die durch die Tankgeometrie vorgegebene maximale Treibstoffkapazität angegeben. Zum anderen werden die Werte für die momentane Treibstoff-

menge aufgelistet. Diese richtet sich nach den jeweiligen Füllständen der Tanks, die im Arbeitsblatt *Data Input* angegeben werden können.

Zur besseren Übersicht werden die Ergebnisse der Massenaufteilung in zwei Diagrammen veranschaulicht. Das eine Diagramm zeigt die Massenaufteilung bezogen auf die Betriebsleermasse. Das zweite Diagramm bezieht sich auf die maximale Abflugmasse.

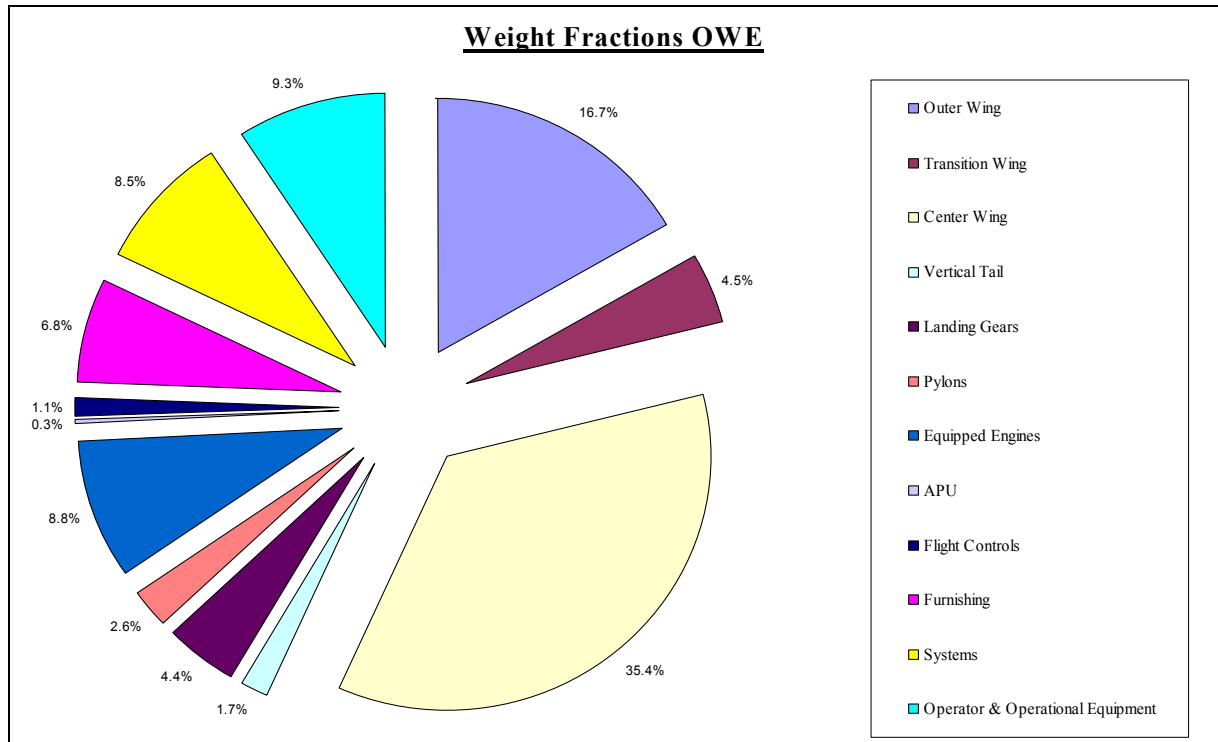


Bild 6.6 Massenaufteilung bezogen auf die Betriebsleermasse

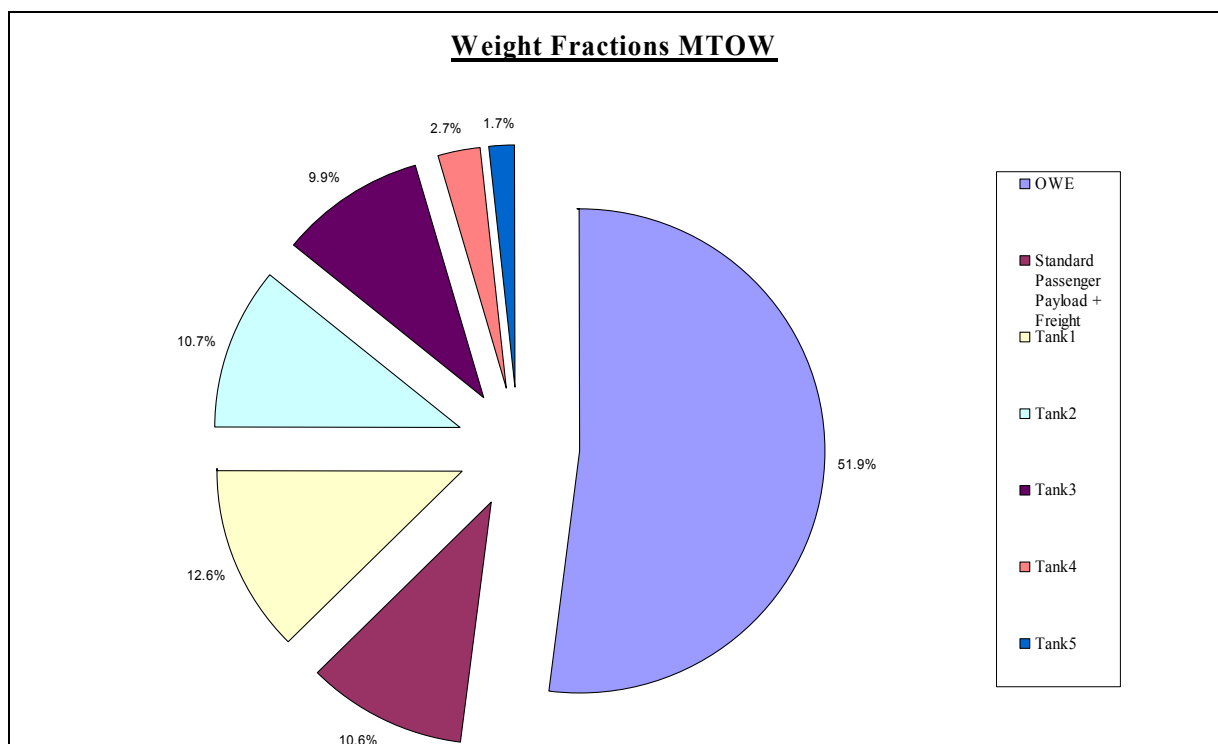


Bild 6.7 Massenaufteilung bezogen auf die maximale Abflugmasse

Im ersten Diagramm lässt sich so schnell erfassen, welcher Bereich bzw. welche Bauteile der Konfiguration bei einer Verschiebung besonders großen Einfluss auf die Lage des Gesamtschwerpunktes haben.

Im Diagramm, das sich auf MTOW bezieht, erkennt man sofort den Kraftstoffanteil an der Gesamtmasse sowie die Gewichtung der einzelnen Tanks. Es lässt sich sofort beurteilen welche Tanks besonders großen Einfluss auf die Lage des Gesamtschwerpunktes der Konfiguration haben.

Die jeweiligen Schwerpunktlagen sind ebenfalls bezogen auf die mittlere aerodynamische Flügeltiefe in einem CG-Diagramm dargestellt. Das Diagramm zeigt die Schwerpunktwanderung zwischen der Herstellerleermasse MWE und der Betriebsleermasse OWE. Weiterhin ist die Veränderung des Gesamtschwerpunktes bei der Beladung der Konfiguration mit Nutzlast und Fracht dargestellt. Schließlich ist noch der Einfluss beim Füllen der Tanks aufgezeigt. Hierbei wird wieder der aktuelle Füllstand der Tanks aus dem Arbeitsblatt *Data Input* berücksichtigt.

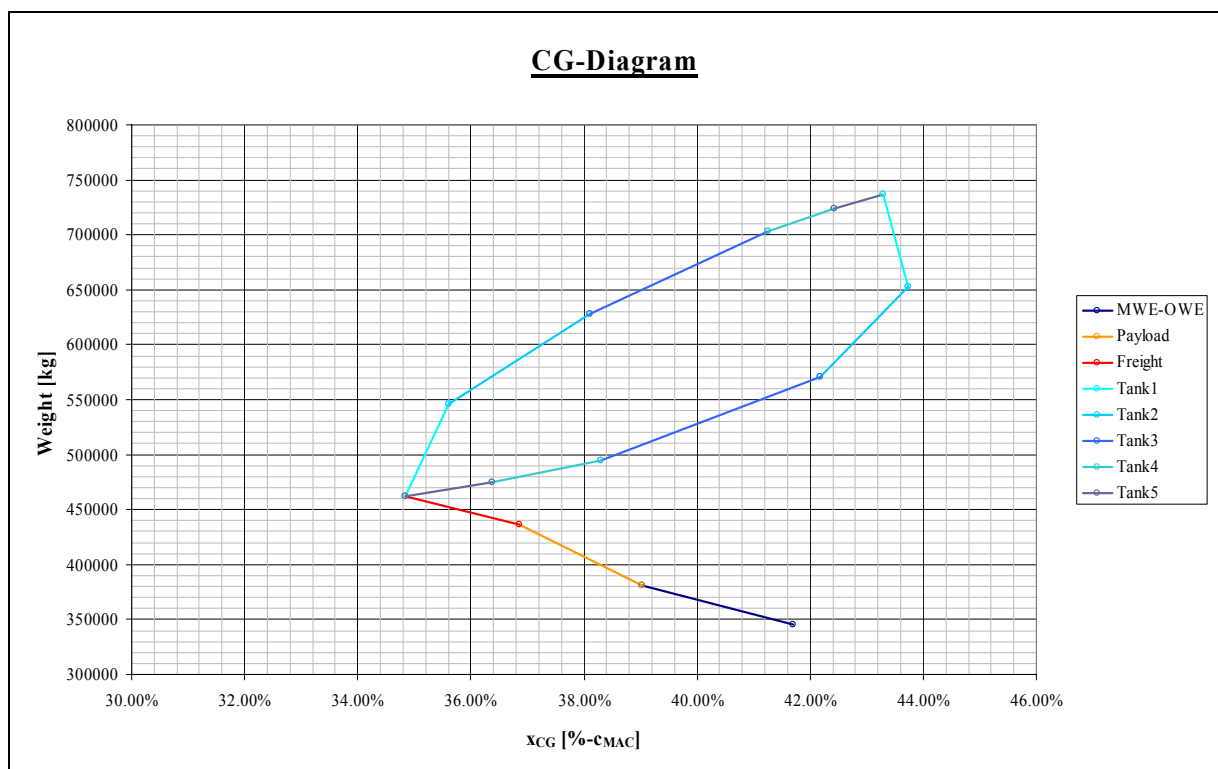


Bild 6.8 CG-Diagramm

Die in die Programmierung des Arbeitsblattes *Weights* eingegangenen Gewichtsfunktionen aus Kapitel 5 sind leicht für den Benutzer zugänglich, so dass diese leicht angepasst werden können. Auf diese Weise könnte z.B. die Flächenlast der Kabine so verändert werden, dass sich auch eine Passagierkabine, die sich über zwei Decks erstreckt, betrachten lässt.

6.1.5 Arbeitsblatt *Planform*

Das Arbeitsblatt *Planform* ist in zwei Bereiche untergliedert. Im Bereich *Geometry* werden die wichtigsten geometrischen Parameter des Eingangsgrundrisses angezeigt. Ihre Berechnung erfolgt anhand der Geometriedaten aus dem Arbeitsblatt *Entry*. Die Angabe dieser Parameter bezieht sich jeweils auf eines der maximal sechs Trapeze des Gesamtflügels. Es handelt sich hierbei um die Pfeilung der Vorderkante φ_{LE} , die Halbspannweite $b/2$ und die Profiltiefe der Flügelwurzel c_r sowie der Flügelspitze c_t . Des Weiteren werden noch die Parameter der Flügelfläche S , der Pfeilwinkel der 25%-Linie φ_{25} sowie der Hinterkante φ_{TE} und der Wert für die mittlere aerodynamische Flügeltiefe c_{MAC} angegeben.

Über die Parameter φ_{LE} , $b/2$ und c_r bzw. c_t kann die vorliegende Grundrissgeometrie durch den Benutzer modifiziert werden. Hierzu muss eine Eingabe für den entsprechenden Wert in den gelb hinterlegten Feldern erfolgen. Auf diese Art und Weise kann über die Variation des Grundrisses die Lage von Gesamtschwerpunkt und aerodynamischen Neutralpunkt so verändert werden, dass sich ein geeignetes Stabilitätsmaß einstellen lässt.

Geometry

	φ_{LE} [°]	$b/2$ [m]	c_r [m]	c_t [m]	S [m ²]	φ_{25} [°]	φ_{TE} [°]	c_{MAC} [m]	
Center Wing	61.6	11.430	55.638	32.914	1012.38	53.5	-8.0	45.239	
Transition Wing	51.1	4.832	32.914	20.143	256.37	-30.0	-54.5	27.041	
Outer Wing 1	51.0	4.738	20.143	14.281	163.10	42.9	0.0	17.978	
Outer Wing 2	40.5	10.300	14.281	9.611	246.09	36.5	21.8	12.698	
Outer Wing 3	33.1	16.700	9.611	4.316	232.39	29.8	18.5	7.299	
Outer Wing 4	56.2	1.800	4.316	2.228	11.78	50.3	18.5	3.383	
Overall Wing									
		b [m]	A	λ	S [m ²]	c_{MAC} [m]	y_{MAC} [m]	x_{MAC} 25% [m]	x_{MAC} [m]
		99.600	5.16	0.04	1922.30	31.369	14.415	29.361	21.519

Platform

x [m]	y [m]	x [m]	y [m]
55.638	0.000	55.638	0.000
0.000	0.000	0.000	0.000
54.047	11.430	54.047	11.430
21.133	11.430	21.133	11.430
47.264	16.262	47.264	16.262
27.121	16.262	27.121	16.262
47.263	21.000	47.263	21.000
32.982	21.000	32.982	21.000
51.390	31.300	51.390	31.300
41.779	31.300	41.779	31.300
56.982	48.000	56.982	48.000
52.666	48.000	52.666	48.000
57.585	49.800	57.585	49.800
55.337	49.800	55.337	49.800

Area [m²]

Cabin	718.80
Cargo	277.87
Fin (each)	64.31
Nose	26.31
Slats	54.53
Movables	264.33

Volume [l]

Tanks	34240.94
-------	----------

xCG [%-cMAC]

MZFW	34.83%
MTOW	43.29%
actual filling level	43.29%

Aerodynamics

Ma	Alt. [ft]	Re _{MAC}	α [°]	C_L	x_{AC} [m]	Static Margin	C_{M0}
0.35	15000	1.661E+08	1.25	0.067	35.105	8.46%	Have Trimmed
							-0.0158 0.005669464
							Have Trimmed
							-0.0158 1.26298E-05

Buttons: Calculate Aero-Data, Insert Aero-Data

Callouts:

- Hier werden die Geometrieparameter für die einzelnen Trapeze des Gesamtflügels angezeigt.
- Durch Eingaben in diese Felder kann die Grundrissgeometrie modifiziert
- Angabe der Geometrieparameter für den Gesamtflügel
- Hier erfolgt die Angabe der Koordinaten des aktuellen und des modifizierten Grundrisses.
- Parameter der wichtigsten Komponenten und Schwerpunktlagen
- Über diese Schaltfläche kann der modifizierte Grundriss zur näheren Betrachtung übernommen werden.
- In diesem Bereich werden die aerodynamischen Parameter und das Stabilitätsmaß bei MZFW und dem aktuellen Füllstand der Tanks angezeigt.
- Über diese Schaltfläche lässt sich das Programm zur Bestimmung des Neutralpunktes öffnen.
- Über diese Schaltfläche lassen sich die Aerodynamikdaten in *StabilityControl* einfügen.

Bild 6.9 Arbeitsblatt *Planform*

Auch für den Gesamtflügel sind im Arbeitsblatt *Planform* die wichtigsten Geometrieparameter angezeigt. Dies sind Spannweite b_w , Streckung A_w , Zuspitzung λ_w und Flügelfläche S_w . Die übrigen Parameter beziehen sich alle auf die mittlere aerodynamische Flügeltiefe des Gesamtflügels. Es sind zum einen MAC selbst c_{MAC} , die spannweitige Position von MAC y_{MAC} sowie der geometrische Neutralpunkt $x_{MAC25\%}$ und die x-Koordinate der Vorderkante von MAC x_{LEMAC} .

Weiterhin werden im Bereich *Geometry* die Koordinaten des aktuell betrachteten Grundrisses sowie des modifizierten Grundrisses angezeigt. Zusätzlich werden die Flächen der elementaren Bauteile Kabine, Frachtraum, Seitenleitwerk, Nase sowie der Slats und Movable als auch das Gesamtvolumen der Tanks anhand der Parameter aus dem Arbeitsblatt *Data Input* angegeben. Schließlich sind noch die wesentlichen Schwerpunktlagen bezogen auf MAC vermerkt. Es wird der Schwerpunkt bei MZFW, MTOW und beim aktuellen Füllstand der Tanks aufgelistet.

Im zweiten Bereich *Aerodynamics* des Arbeitsblattes sind die erforderlichen aerodynamischen Parameter der BWB-Konfiguration aufgeführt. Auch das Hauptergebnis des Verfahrens nämlich das Stabilitätsmaß ist im Bereich *Aerodynamics* dargestellt. Es ist die Lage des aerodynamischen Neutralpunktes vermerkt sowie sein Abstand zum Gesamtschwerpunkt bezogen auf MAC, also das Stabilitätsmaß. Es wird das Stabilitätsmaß bezogen auf den Schwerpunkt bei MZFW und bezogen auf den Schwerpunkt beim aktuellen Füllstand der Tanks angegeben.

Zusätzlich wird der aktuelle Nullmomentenbeiwert C_{M0} der Konfiguration angegeben als auch der Nullmomentenbeiwert, der vorliegen muss, wenn sich ein getrimmter Flugzustand einstellen soll.

Die Berechnung der aerodynamischen Daten erfolgt über das bereits erwähnte Programm *Wingchar*. das über die Schaltfläche "Calculate Aero-Data" aufgerufen wird.

Wingchar arbeitet auf Grundlage der Tragflächentheorie. Diese ist besonders geeignet, da sie auf Flügel mit beliebigem Grundriss anwendbar ist und neben der Auftriebsverteilung über Spannweite und Profiltiefe auch Ergebnisse für das Nickmoment liefert. Ist die Änderung des Nickmoments über den Anstellwinkel bekannt, kann auch der gesuchte aerodynamische Neutralpunkt bestimmt werden. Die Profileigenschaften der Konfiguration sind bei der Bestimmung des Neutralpunktes ohne Bedeutung.

Weiterhin ist die Tragflügeltheorie von Vorteil, da hierfür ein numerisches Verfahren nach **Truckenbrodt 1959** vorliegt, mit dem die Berechnung der Zirkulationsverteilung vorgenommen werden kann. Durch Korrekturfaktoren nach der Prandtl-Glauertschen Regel liefert *Wingchar* auch Ergebnisse für kompressible Strömungen. Für die Berechnung müssen die Machzahl, die Flughöhe und der Anstellwinkel angegeben werden. *Wingchar* erzeugt eine

Datei, in der sich alle benötigten Daten befinden. Die Ergebnisse von *Wingchar* können anschließend über die Schaltfläche "Insert Aero-Data" in *StabilityControl* eingefügt werden.

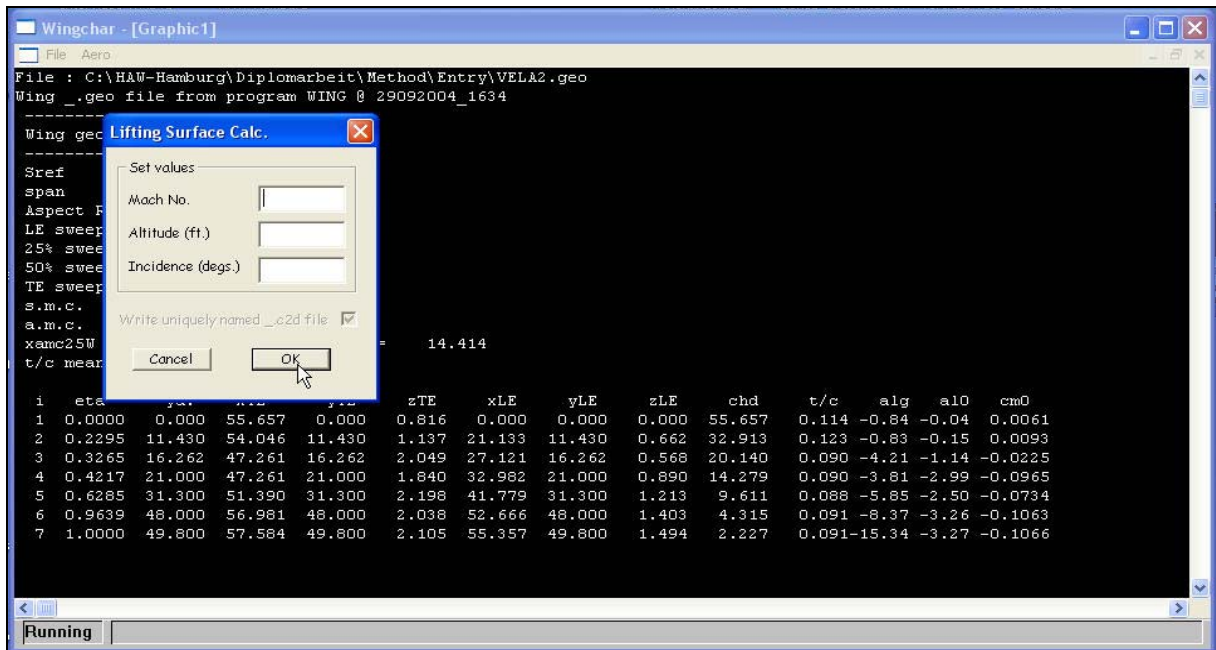


Bild 6.10 Programm *Wingchar*

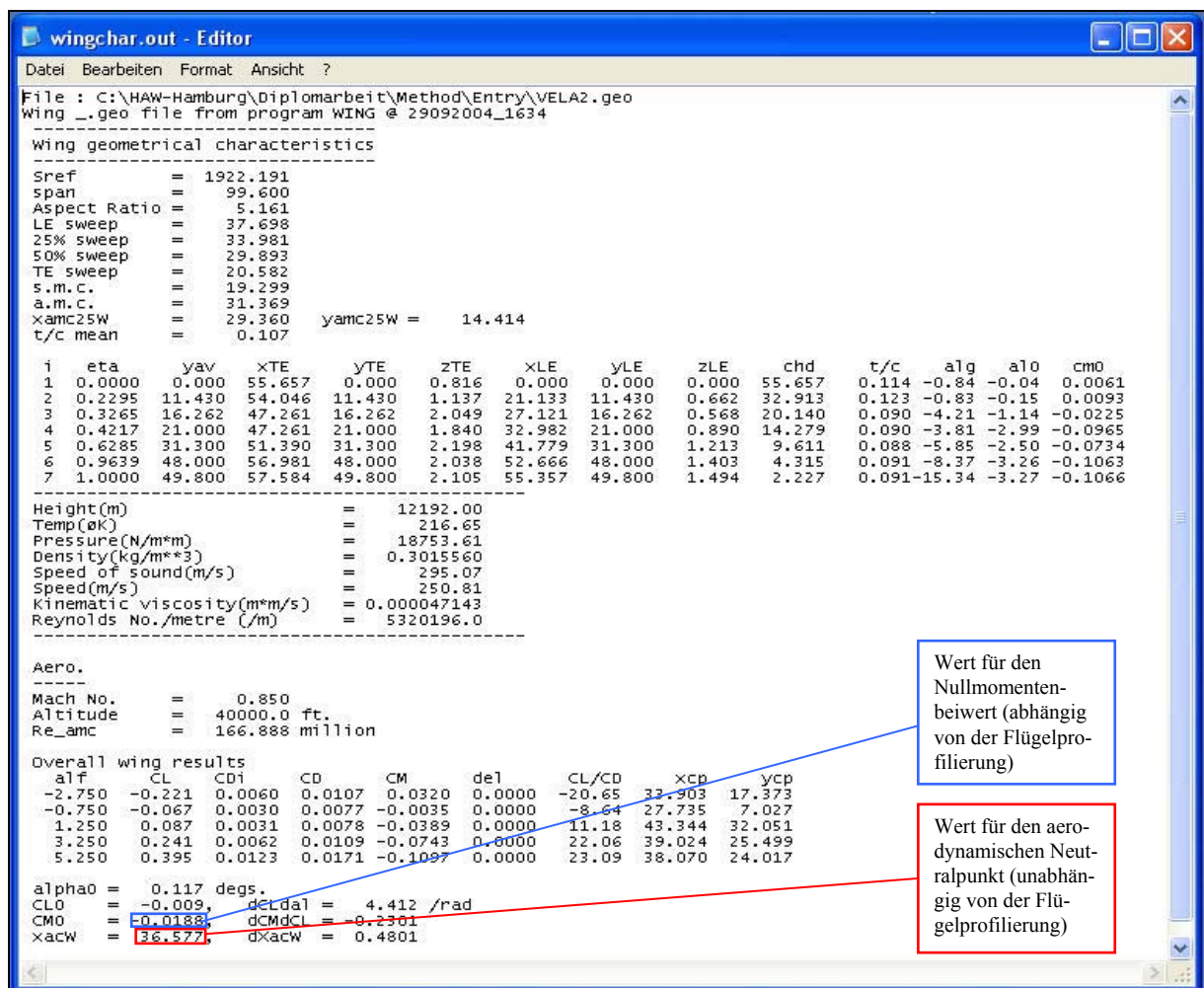


Bild 6.11 Ergebnisdatei aus *Wingchar*

Zur Veranschaulichung der Geometrie- und Aerodynamikparameter wird der Grundriss der BWB-Konfiguration in einem Diagramm abgebildet. Das Diagramm beinhaltet den Grundriss selbst und die Lage und Form der elementaren Bauteile. Außerdem sind hier die mittlere aerodynamische Flügeltiefe und der geometrische Neutralpunkt also 25%-MAC aufgetragen.

Auch die eigentlichen Ergebnisse bezüglich des Stabilitätsmaßes nämlich die Neutralpunktlage sowie die Schwerpunktlagen bei MZFW, bei MTOW und beim aktuellen Füllstand der Tanks sind in diesem Diagramm zur Veranschaulichung eingezeichnet.

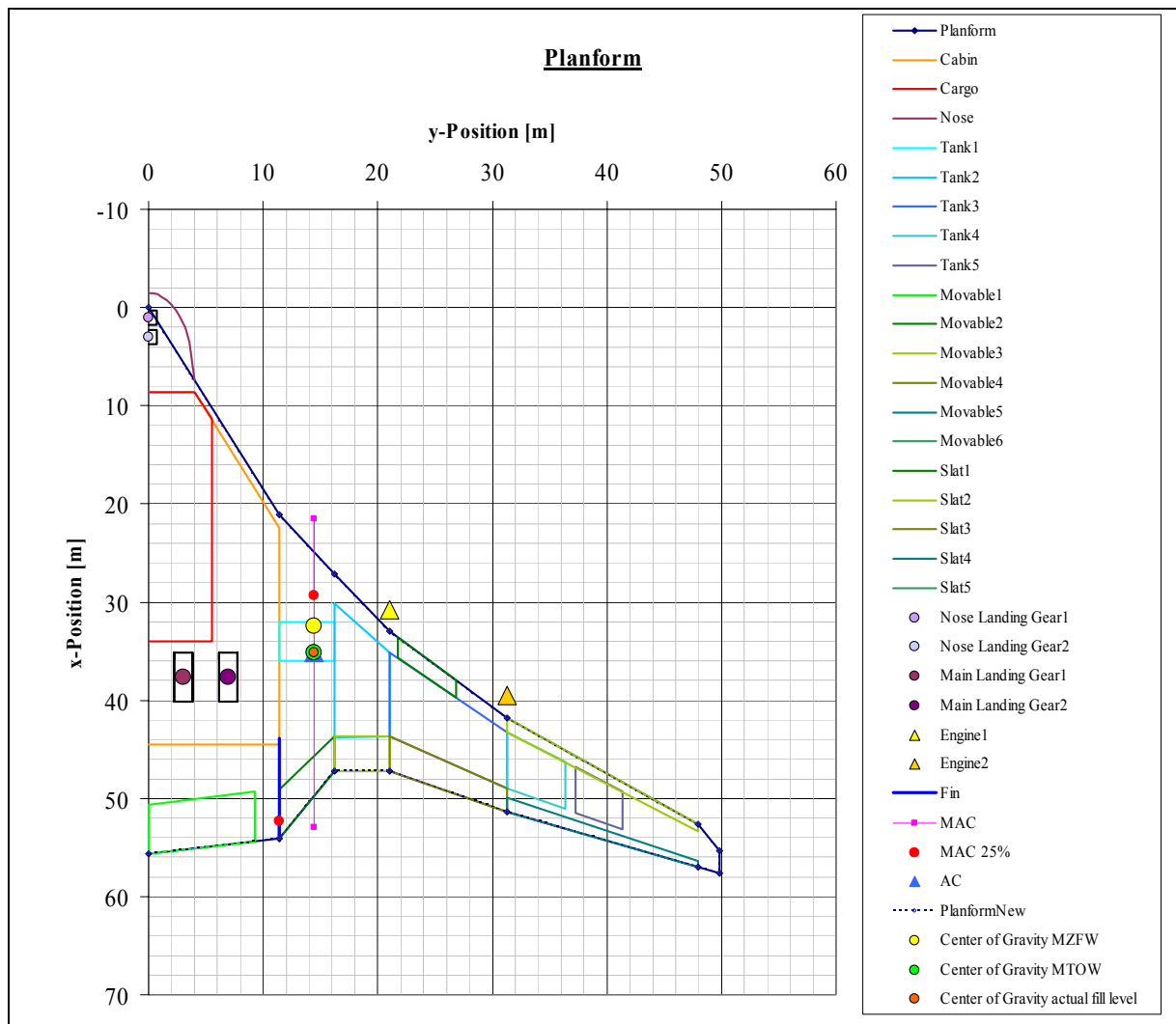


Bild 6.12 Grundrissgeometrie

Wird nun durch entsprechende Eingaben im Bereich *Geometry* im Arbeitsblatt *Planform* der Grundriss modifiziert, wird die sich ergebende Geometrie zunächst als gestrichelte Linie angezeigt. Auf diese Art und Weise kann die neue Geometrie relativ bequem angepasst werden, ohne dass der aktuelle Grundriss verworfen werden muss.

Entspricht die neue Grundrissgeometrie den Vorstellungen des Benutzers, kann die neue Geometrie über die Schaltfläche "Use new Planform" übernommen werden. Der ursprüngliche Grundriss geht dabei verloren.

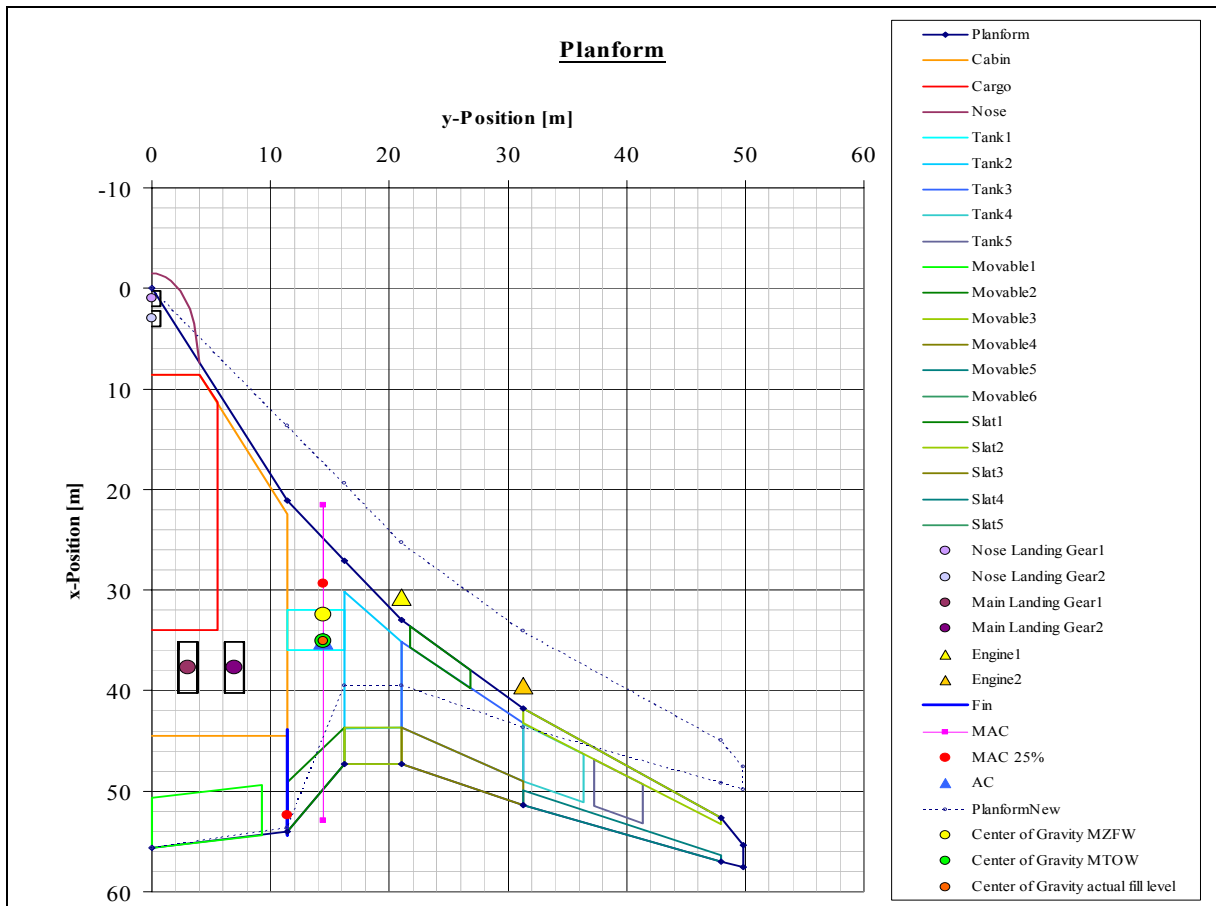


Bild 6.13 Grundrissgeometrie mit angepasstem Grundriss

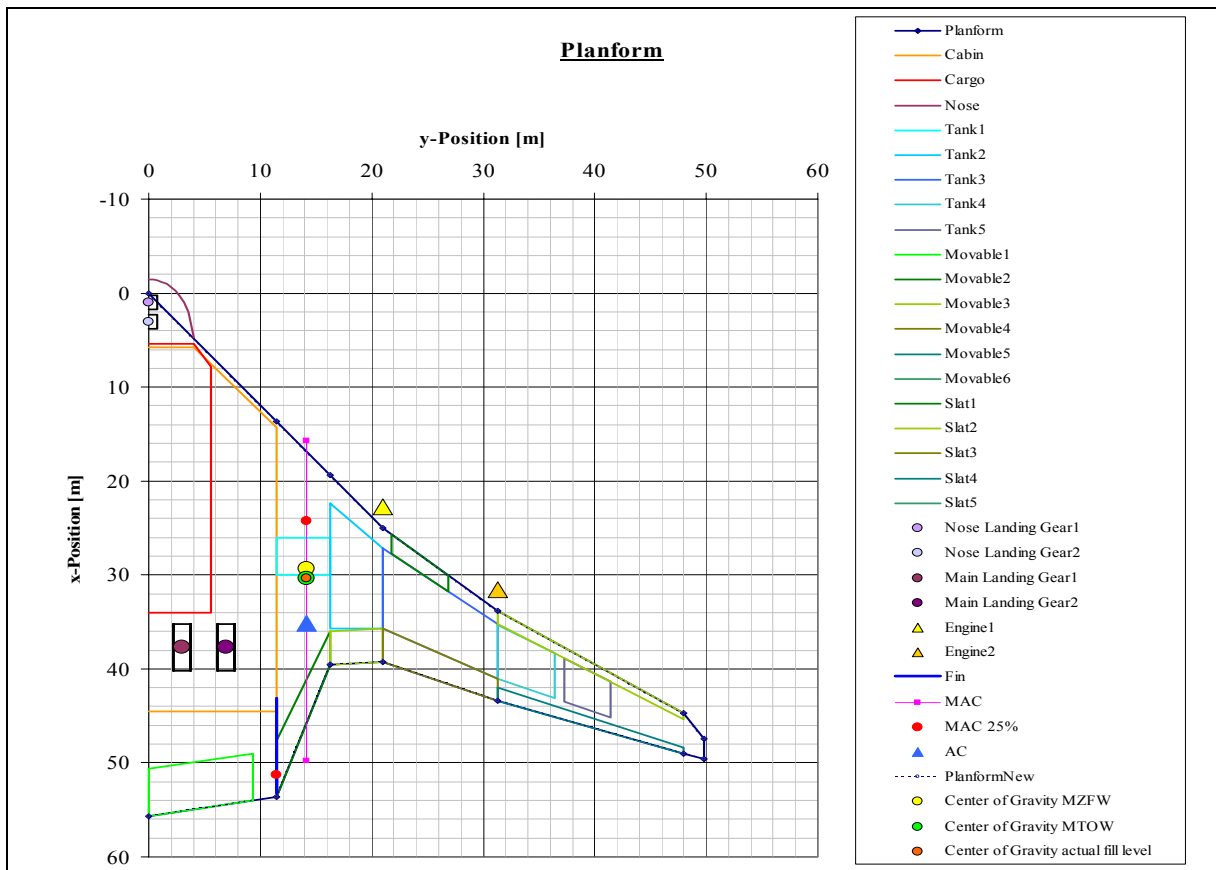


Bild 6.14 Neue Grundrissgeometrie

Das Diagramm in Bild 6.13 beinhaltet jedoch immer noch den aerodynamischen Neutralpunkt des vorherigen Grundrisses. Es muss also erneut das Programm *Wingchar* über die entsprechende Schaltfläche "Calculate Aero-Data" aufgerufen werden. Hier kann dann der neue Neutralpunkt berechnet und die entsprechende Ergebnisdatei in *StabilityControl* eingefügt werden. Dies geschieht erneut über die Schaltfläche "Insert Aero-Data".

Die dazu erforderliche GEO-Datei kann im Arbeitsblatt Output leicht erstellt werden. Dies wird im folgenden Kapitel beschrieben.

Die neue Grundrissgeometrie mit der entsprechenden Neutralpunktlage ist in Bild 6.14 dargestellt.

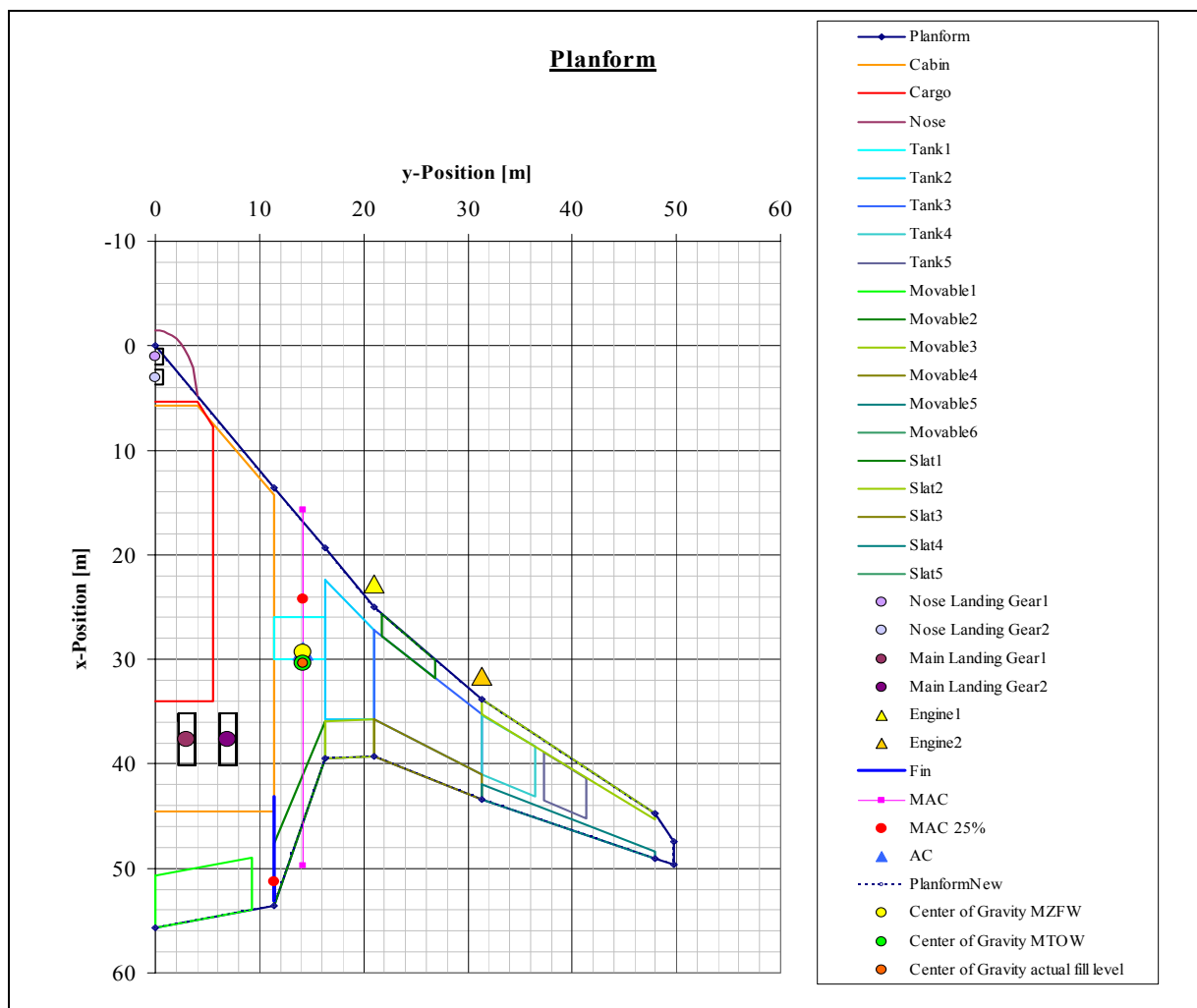
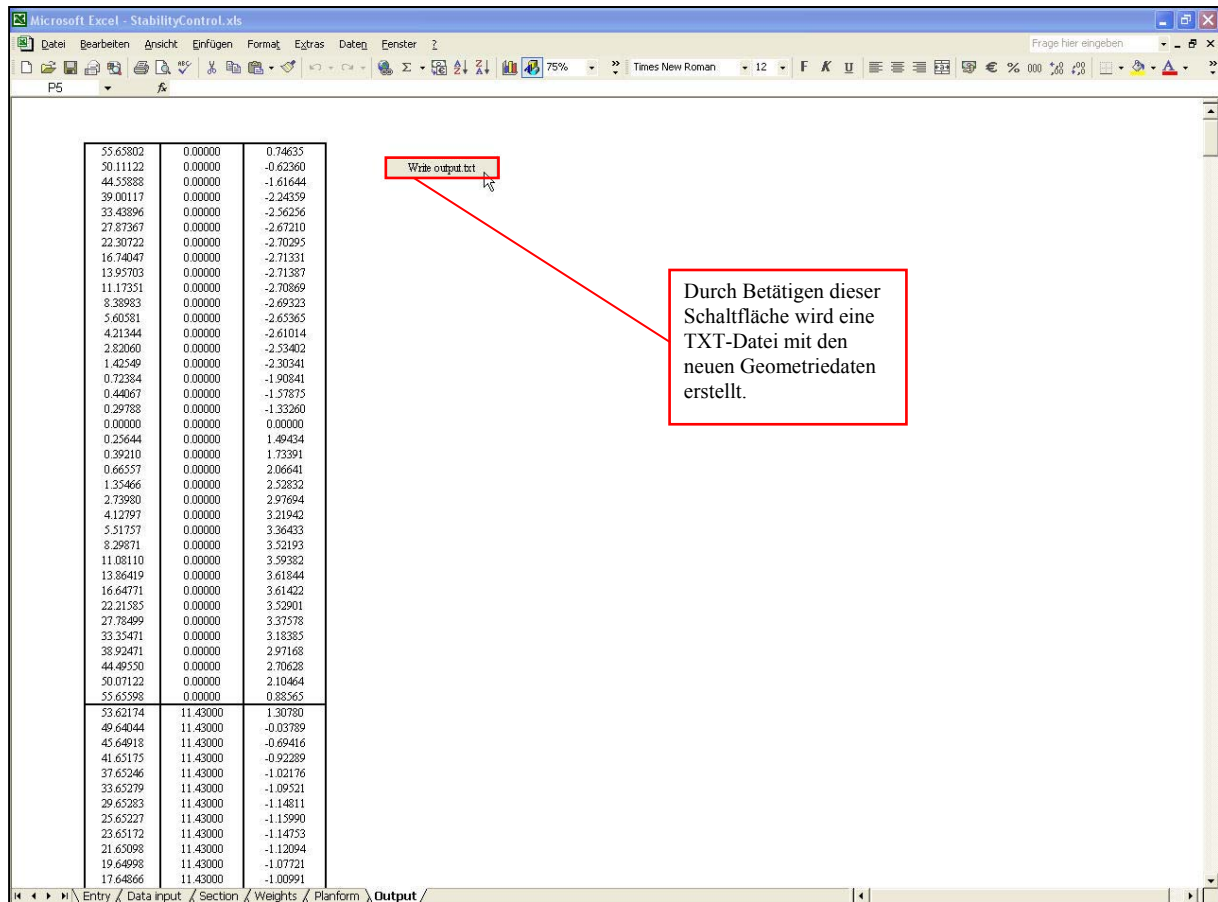


Bild 6.15 Neue Grundrissgeometrie mit Neutralpunkt

6.1.6 Arbeitsblatt *Output*

Im Arbeitsblatt *Output* befinden sich die Koordinaten der neuen umhüllenden Geometrie der BWB-Konfiguration. Über die Schaltfläche "Write output.txt" wird eine TXT-Datei erstellt, die in ihrem Aufbau identisch ist mit einer GEO-Datei. Diese Datei kann dann verwendet werden, um die aerodynamischen Parameter der neuen Konfiguration zu bestimmen.

Wird im Arbeitsblatt *Planform* keine neue Grundrissgeometrie erstellt, sind die Daten im Arbeitsblatt *Output* identisch mit denen im Arbeitsblatt *Entry*.



55.65802	0.00000	0.74635
50.11122	0.00000	-0.62360
44.55888	0.00000	-1.61644
39.00117	0.00000	-2.24239
33.43896	0.00000	-2.56256
27.87367	0.00000	-2.67210
22.30722	0.00000	-2.70295
16.74047	0.00000	-2.71331
13.95703	0.00000	-2.71387
11.17351	0.00000	-2.70869
8.38983	0.00000	-2.69323
5.60381	0.00000	-2.65365
4.21344	0.00000	-2.61014
2.82060	0.00000	-2.53402
1.42549	0.00000	-2.30341
0.72384	0.00000	-1.90841
0.44067	0.00000	-1.57875
0.29788	0.00000	-1.33260
0.00000	0.00000	0.00000
0.25644	0.00000	1.49434
0.39210	0.00000	1.73391
0.66557	0.00000	2.06641
1.35466	0.00000	2.52832
2.73980	0.00000	2.97694
4.12797	0.00000	3.21942
5.51757	0.00000	3.36433
8.29871	0.00000	3.52193
11.08110	0.00000	3.59382
13.86419	0.00000	3.61844
16.64771	0.00000	3.61422
22.21585	0.00000	3.52901
27.78499	0.00000	3.37578
33.35471	0.00000	3.18385
38.92471	0.00000	2.97188
44.49550	0.00000	2.70628
50.07122	0.00000	2.10464
55.65598	0.00000	0.88565
53.62174	11.43000	1.30780
49.64044	11.43000	-0.03789
45.64918	11.43000	-0.69416
41.65175	11.43000	-0.92289
37.65246	11.43000	-1.02176
33.65279	11.43000	-1.09521
29.65283	11.43000	-1.14811
25.65227	11.43000	-1.15990
23.65172	11.43000	-1.14753
21.65098	11.43000	-1.12094
19.64998	11.43000	-1.07721
17.64866	11.43000	-1.00991

Bild 6.16 Arbeitsblatt *Output*

6.2 Möglichkeiten und Grenzen von *StabilityControl*

Das im Rahmen dieser Arbeit erstellte Programm liefert sehr schnell Ergebnisse bezüglich des Stabilitätsmaßes also der Neutralpunktlage und der Schwerpunktlage einer BWB-Konfiguration. Weiterhin stellt *StabilityControl* eine komplette Massenaufteilung der Konfiguration mit den jeweiligen Schwerpunktlagen zur Verfügung. Sowohl die äußere Geometrie als auch Geometrie und Lage der elementaren Bauteile der Konfiguration können durch An-

gabe von wenigen Parametern sehr schnell angepasst werden. Eine Eingabe von Werten durch den Benutzer ist lediglich in den Arbeitsblättern *Data Input* und *Planform* erforderlich.

Mit *StabilityControl* kann zu einem sehr frühen Zeitpunkt im Entwurf eine Konfiguration auf ihr Verhalten bezüglich statischer Längsstabilität untersucht werden. Hierzu ist nur die umhüllende Geometrie der BWB-Konfiguration und eine ungefähre Kenntnis über Geometrie und Lage ihrer elementaren Bauteile erforderlich. Mit dem Verfahren kann sofort erkannt werden, wenn eine Konfiguration hinsichtlich der Längsstabilität ungeeignet ist, und es kann umgehend eine Konfiguration mit den gewünschten Stabilitätseigenschaften erstellt werden.

Weiterhin können mit diesem PC-Programm sehr einfach Tendenzen über das Stabilitätsverhalten von BWB-Konfigurationen bezogen auf einzelne Parameter aufgezeigt werden. Es können sowohl Abhängigkeiten von einem einzelnen oder auch von gleichzeitig mehreren Parametern ermittelt werden.

StabilityControl ist somit ein sehr gut geeignetes Werkzeug, um eine auch auf die statische Längsstabilität bezogene Optimierung einer BWB-Konfiguration vorzunehmen.

An seine Grenzen stößt *StabilityControl*, wenn Grundrisse bearbeitet werden sollen, die aus mehr als sechs Trapezen bestehen. Dies ist mit diesem Programm nicht möglich. Eine Betrachtung von Grundrissen mit weniger als sechs Trapezen pro Halbspannweite kann ohne weiteres vorgenommen werden. Eine Veränderung der Trapezanzahl oder der Anzahl der Punkte pro Profilschnitt ist innerhalb des Programms nicht machbar. Hierfür liegen jedoch ohnehin schon andere Programme vor, die diese Aufgaben besser bewältigen können.

7 Parameterstudien mit *StabilityControl*

In diesem Kapitel soll das entwickelte Verfahren an zwei Beispielen getestet werden, um seine Anwendungsmöglichkeiten zu demonstrieren. Es werden in diesem Abschnitt zwei verschiedene Parameterstudien in der Art und Weise durchgeführt, dass immer nur ein Geometrieparameter verändert und betrachtet wird. Die anderen Parameter werden konstant gehalten bzw. nur in dem Maße verändert wie es die Variation des betrachteten Parameters erfordert. Dieses Vorgehen ermöglicht es, eine Aussage darüber zu treffen, welche Auswirkungen genau dieser Parameter auf das Verhalten der Gesamtkonfiguration hat.

7.1 Variation der Vorderkantenpfeilung des Innenflügels

In Kapitel 2 wurde bereits erwähnt, dass sich bei der Konfiguration VELA1 der Außenflügel möglichst weit vorne befindet, was eine geringe Pfeilung des Center Wing erfordert. Bei VELA2 nimmt der Außenflügel eine weit rückwärtige Position ein, was auf einen stark gepfeilten Innenflügel führt. Diese unterschiedlichen Konfigurationen wurden gewählt, um eine möglichst breite Wissensbasis über diese Art von Flugzeugkonfigurationen aufzubauen.

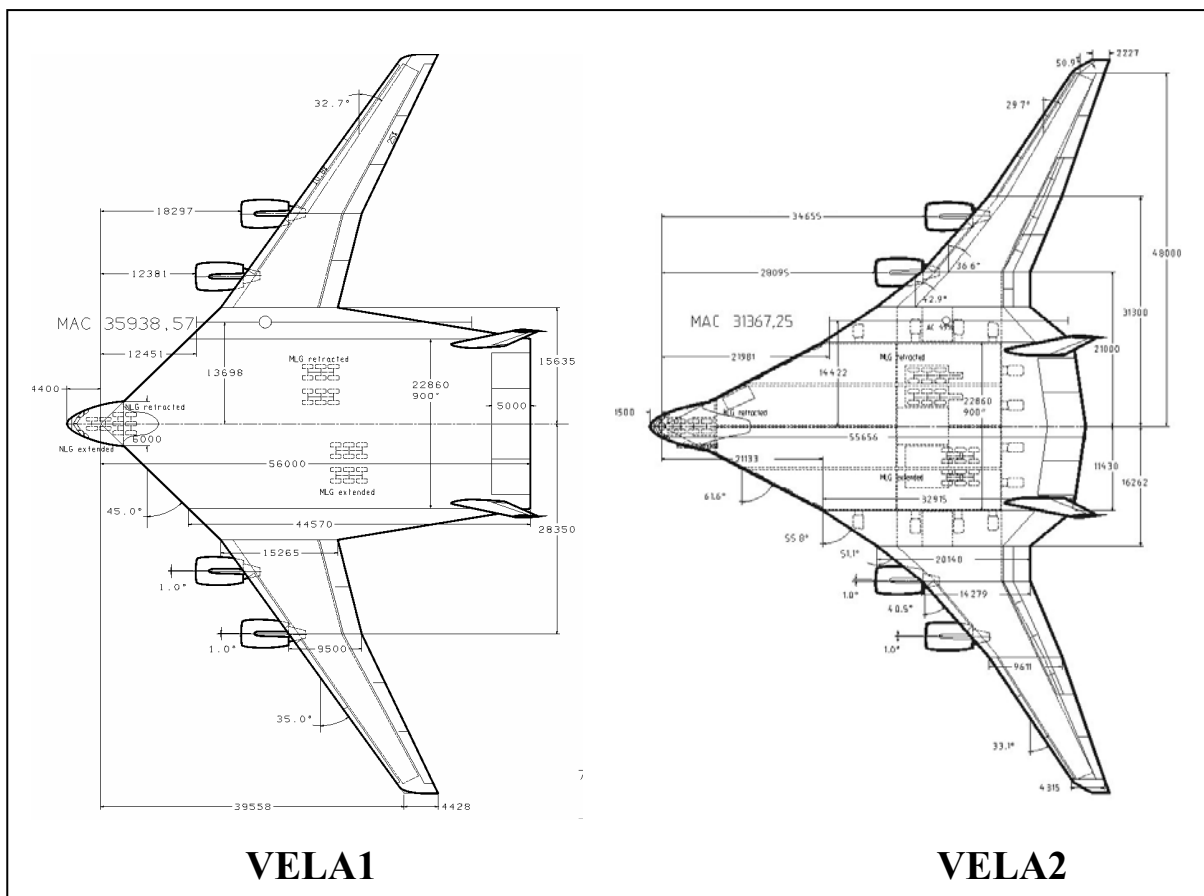


Bild 7.1 Grundrisse von VELA1 und VELA2

Es liegt nun also nahe, auch Konfigurationen zu untersuchen, bei denen die Lage des Außenflügels zwischen denen von VELA1 und VELA2 liegt. Der zu variierende Parameter wäre in diesem Fall also die Pfeilung der Vorderkante des Center Wing $\varphi_{LE,cw}$.

Bei VELA1 beträgt die Vorderkantenpfeilung des Center Wing $\varphi_{LE,cw} = 45^\circ$ bei VELA2 $\varphi_{LE,cw} = 61,6^\circ$. Für die Parameterstudie werden nun zwei weitere Konfigurationen generiert, deren Werte für die Pfeilung der Vorderkante $\varphi_{LE,cw}$ zwischen den beiden Extrema von VELA1 und VELA2 liegen.

Die erste der beiden neuen Konfigurationen hat einen Wert von $\varphi_{LE,cw} = 50^\circ$. Sie ist in ihrer Grundrissgeometrie also recht ähnlich zu VELA1, so dass sich bei der Wahl der übrigen Geometrieparameter - vor allem bei denen, die die elementaren Bauteile der Konfiguration betreffen - an VELA1 orientiert wird. Die erste neue Konfiguration erhält die Bezeichnung VELA1b. Bei der zweiten neuen Konfiguration soll die Pfeilung der Vorderkante $\varphi_{LE,cw} = 55^\circ$ betragen. Diese Konfiguration mit dem Namen VELA2b orientiert sich entsprechend bei den übrigen Parametern an VELA2.

Dies führt dazu, dass zwischen VELA1/1b und VELA2b/2 doch mehr als nur ein Parameter variiert wird, ist aber nicht zu vermeiden, wenn beide Basiskonfigurationen in die Betrachtung mit eingehen sollen. Da die beiden Basiskonfigurationen VELA1 und VELA2 außerdem sehr ähnlich entworfen wurden, eben um vergleichbar zu sein, ist dies akzeptabel.

Im Folgenden soll nun das Stabilitätsmaß bei MTOW und bei MZFW in Abhängigkeit des Pfeilwinkels der Vorderkante des Center Wing untersucht werden. Die hierbei relevanten geometrischen Parameter sind in Tabelle 7.1 aufgelistet. Die Machzahl soll jeweils $M = 0,85$ betragen.

Tabelle 7.1 Geometrieparameter

	$\varphi_{LE,cw}$ [°]	x_{CG} (MTOW) [m]	x_{CG} (MZFW) [m]	x_{AC} [m]	c_{MAC} [m]	x_{LEMAC} [m]
VELA1	45	26,563	27,533	23,468	35,897	12,487
VELA1b	50	28,287	28,472	26,243	34,995	14,379
VELA2b	55	32,447	30,783	32,140	33,162	17,889
VELA2	61,6	35,354	32,694	36,557	31,369	21,519

Die Grundrisse der vier verschiedenen betrachteten Konfigurationen mit ihren einzelnen Komponenten sind zur Veranschaulichung in Bild 7.2 dargestellt.

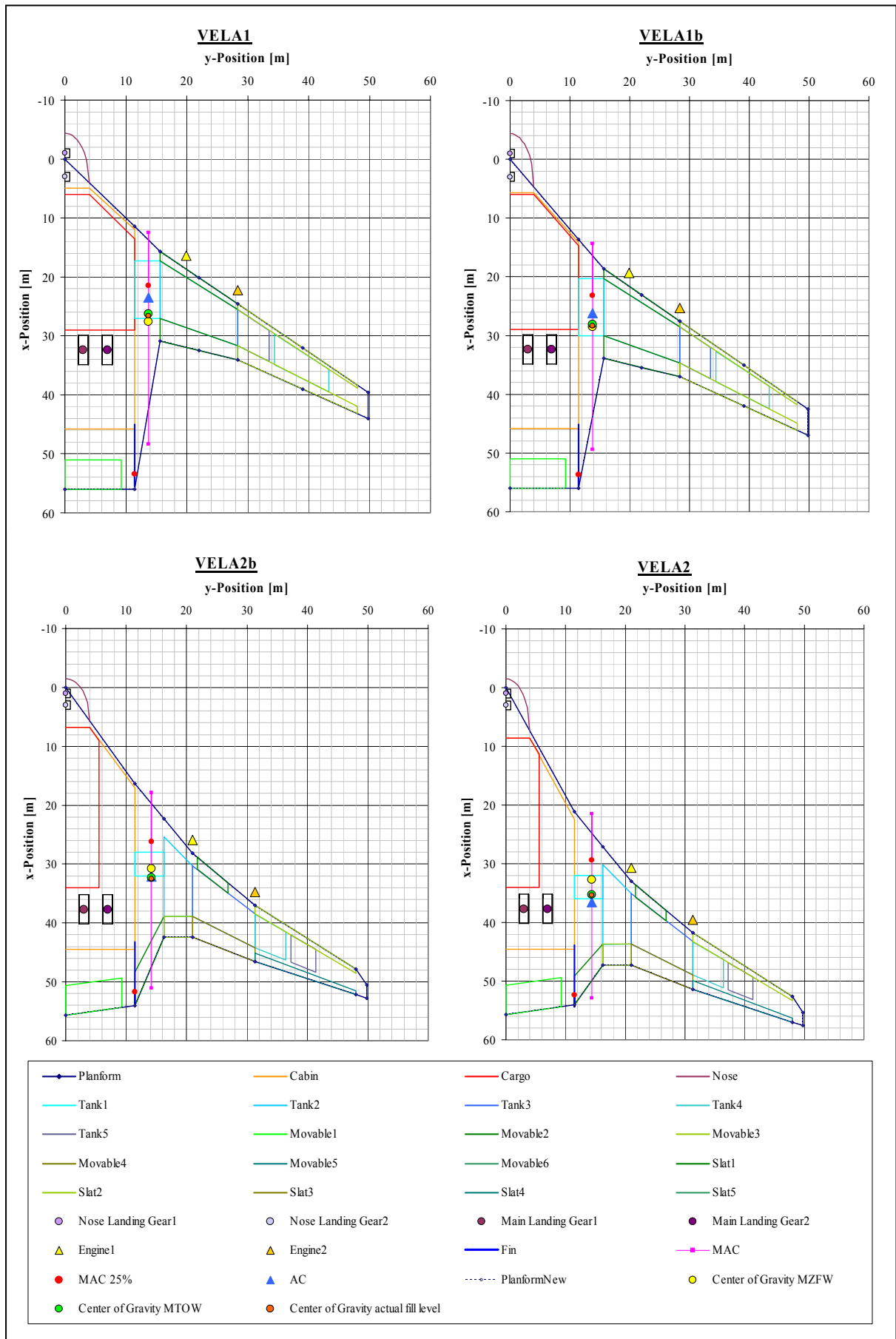


Bild 7.2 Betrachtete Grundrissgeometrien

Die von *StabilityControl* gelieferten Ergebnisse sind in den folgenden Diagrammen graphisch dargestellt. Es werden die Lagen der Schwerpunkte bei MTOW und MZFW und die Lage des Neutralpunktes über den Pfeilwinkel der Vorderkante aufgetragen. Hierbei wird zum einen die absolute x-Koordinate und zum anderen die Lage bezogen auf die mittlere aerodynamische Flügeltiefe MAC betrachtet. Weiterhin wird das Stabilitätsmaß bei MTOW und bei MZFW über die Pfeilung der Vorderkante des Center Wing aufgetragen.

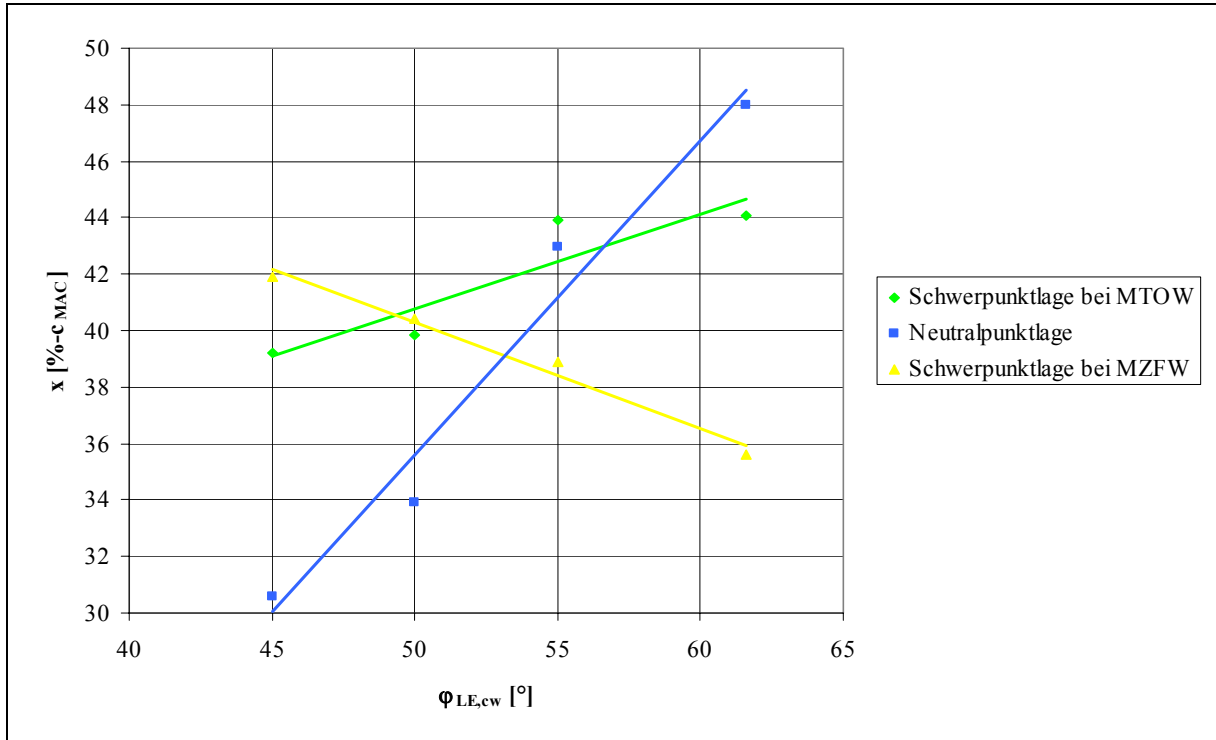


Bild 7.3 Absolute Schwerpunkt- und Neutralpunkt-lagen

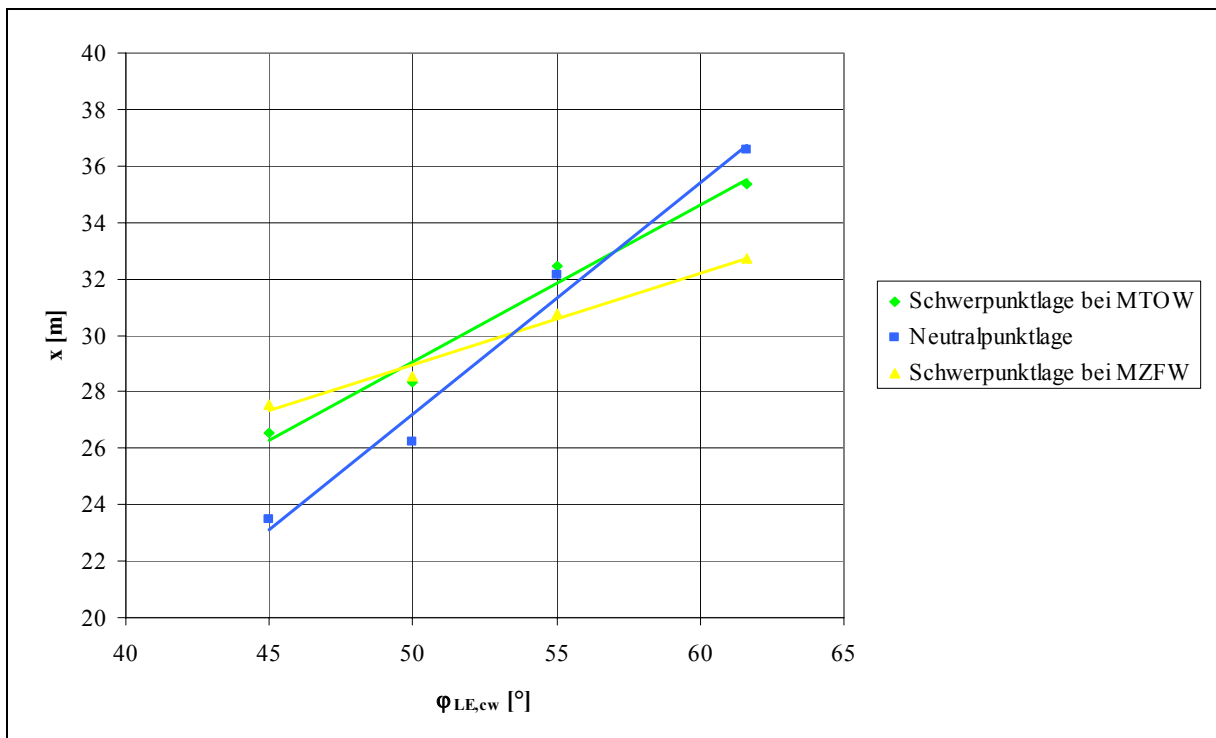


Bild 7.4 Relative Schwerpunkt- und Neutralpunkt-lagen

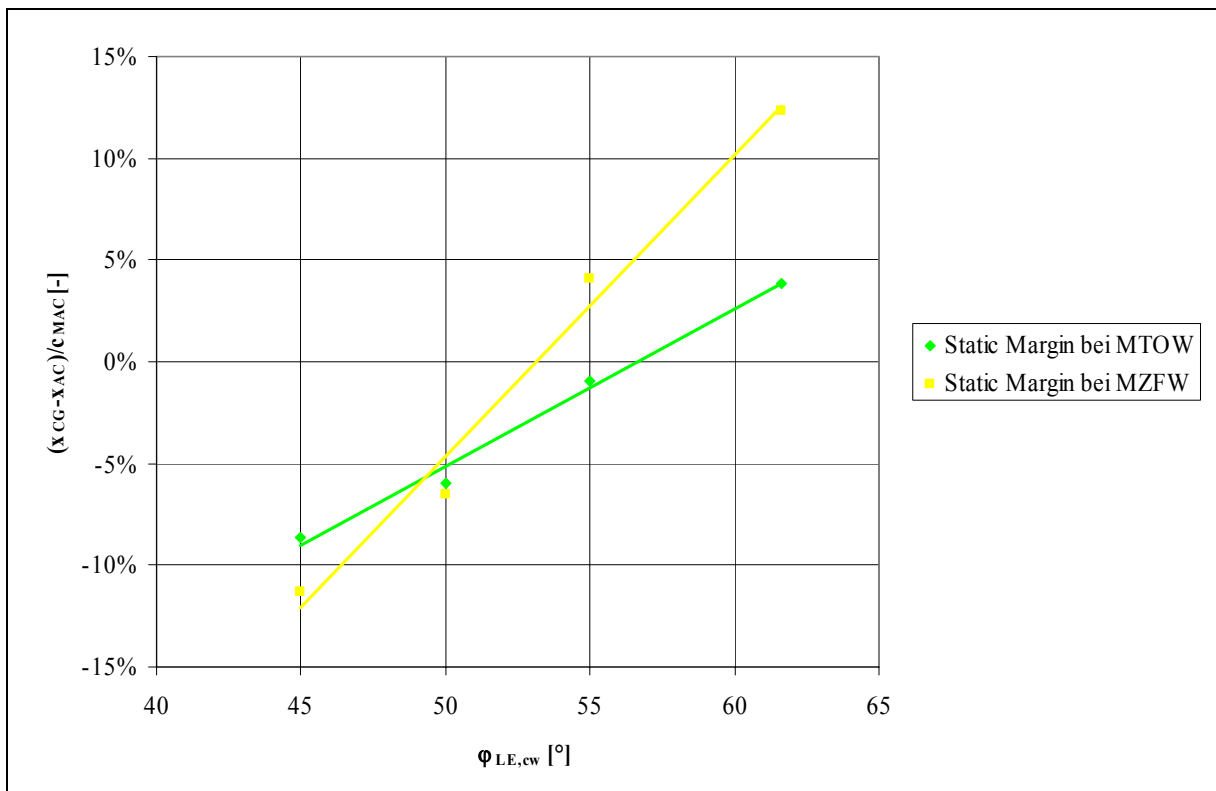


Bild 7.5 Stabilitätsmaß bei MTOW und MZFW

Die Diagramme machen deutlich, dass sich mit zunehmender Pfeilung des Innenflügels die Schwerpunkte annähernd linear immer weiter nach hinten verschieben. Lediglich das Diagramm in Bild 7.2 zeigt eine Wanderung des Schwerpunktes bei MZFW nach vorne. Dies ist jedoch darauf zurückzuführen, dass die x-Werte hier auf MAC bezogen sind. Da die mittlere aerodynamische Flügeltiefe mit ansteigender Pfeilung selbst nach hinten verlagert wird, nehmen die relativen Werte für die Schwerpunktlage bei MZFW ab, obwohl der absolute Wert zunimmt. Die relativen Schwerpunktlagen sind also in diesem Falle für die Betrachtung ungeeignet.

Bei einer ungefähren Pfeilung von $\varphi_{LE,cw} = 49^\circ$ wandert der Schwerpunkt bei MTOW hinter den Schwerpunkt bei MZFW. Hier ist der Pfeilwinkel so groß, dass der Gesamtschwerpunkt der Tanks hinter dem Gesamtschwerpunkt der Konfiguration bei MZFW liegt.

Die Lageänderung des aerodynamischen Neutralpunktes in positive x-Richtung macht sich über den betrachteten Bereich der Pfeilung stärker bemerkbar als die Änderung der Schwerpunktlagen. Ab einer Pfeilung von $\varphi_{LE,cw} = 55^\circ$ liegen beide Schwerpunktgeraden unterhalb der Geraden für die Neutralpunktlage. Ab hier liegen also alle betrachteten Schwerpunkte vor dem Neutralpunkt, so dass sich ein positives Stabilitätsmaß einstellt. Bezüglich des Schwerpunktes bei MZFW liegt schon ab $\varphi_{LE,cw} = 52,5^\circ$ positive Längsstabilität vor.

7.2 Variation des Verhältnisses Kabinenbreite zu Spannweite

Bei Boeing befasst man sich ebenfalls mit dem Entwurf von Flugzeugen in der BWB-Konfiguration. Es wurde ein Familienkonzept entwickelt, das es wie bei einer konventionellen Flugzeugfamilie ermöglicht, aus einer Basiskonfiguration neue Flugzeuge mit unterschiedlichen Transportkapazitäten abzuleiten, ohne ein komplett neues Flugzeug entwickeln zu müssen. Dies geschieht bei der BWB-Familie von Boeing durch die Variation der Kabinenbreite. Alle anderen Parameter, die nicht direkt von der Kabinenbreite abhängen wie zum Beispiel die Profiltiefe an der Wurzel des Innenflügels, bleiben konstant. Die BWB-Konfigurationen stellen also ein sehr gutes Beispiel für eine weitere Parameterstudie dar, da wieder nur ein Parameter verändert wird, so dass eine Aussage über dessen Auswirkungen auf die Gesamtkonfiguration getroffen werden kann. Der betrachtete Parameter ist das Verhältnis der Kabinenbreite zur Spannweite w_C/b_W .

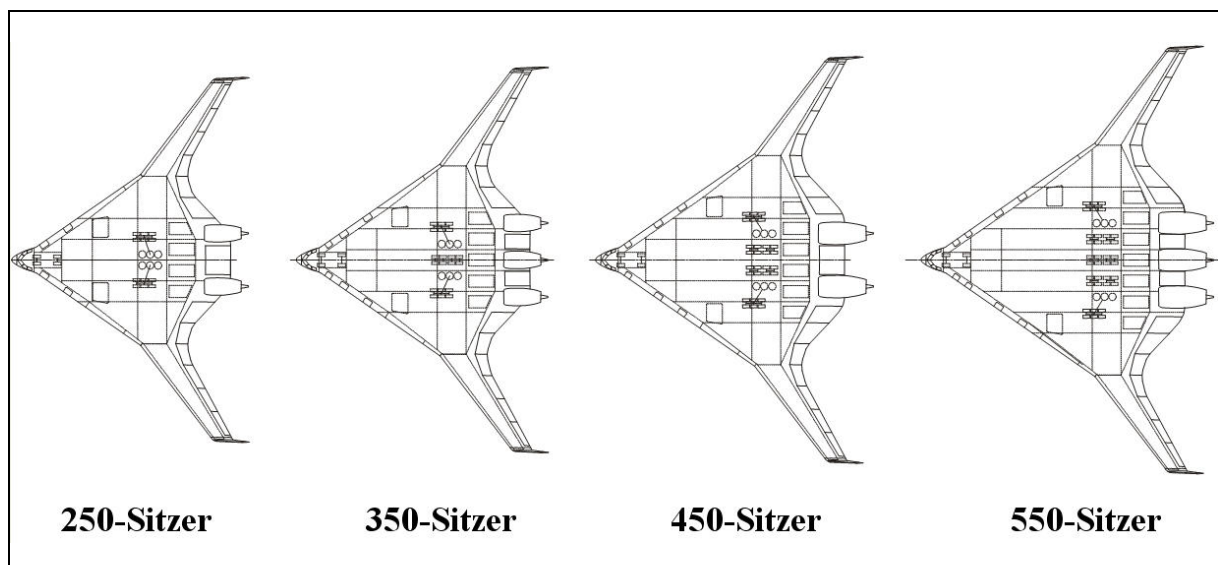


Bild 7.6 BWB-Familie von Boeing (Anger 2004)

Es muss angemerkt werden, dass sich diese Aussage nur auf die Grundrissgeometrie und nicht auf die BWB-Familie von Boeing selbst bezieht. Boeing sieht nämlich eine Struktur in Faser-verbundbauweise vor, auf die sich die Gewichtsfunktionen in dem hier benutzten Verfahren nicht anwenden lassen.

Im Folgenden soll nun wieder das Stabilitätsmaß bei MTOW und bei MZFW diesmal jedoch in Abhängigkeit des Verhältnisses der Kabinenbreite zur Spannweite w_C/b_W untersucht werden. Die hierbei relevanten geometrischen Parameter sind in Tabelle 7.2 aufgelistet. Die Machzahl soll in diesem Fall ebenfalls jeweils $M = 0,85$ betragen.

Bild 7.6 zeigt die betrachteten Grundrisse sowie die Anordnung ihrer elementaren Bauteile.

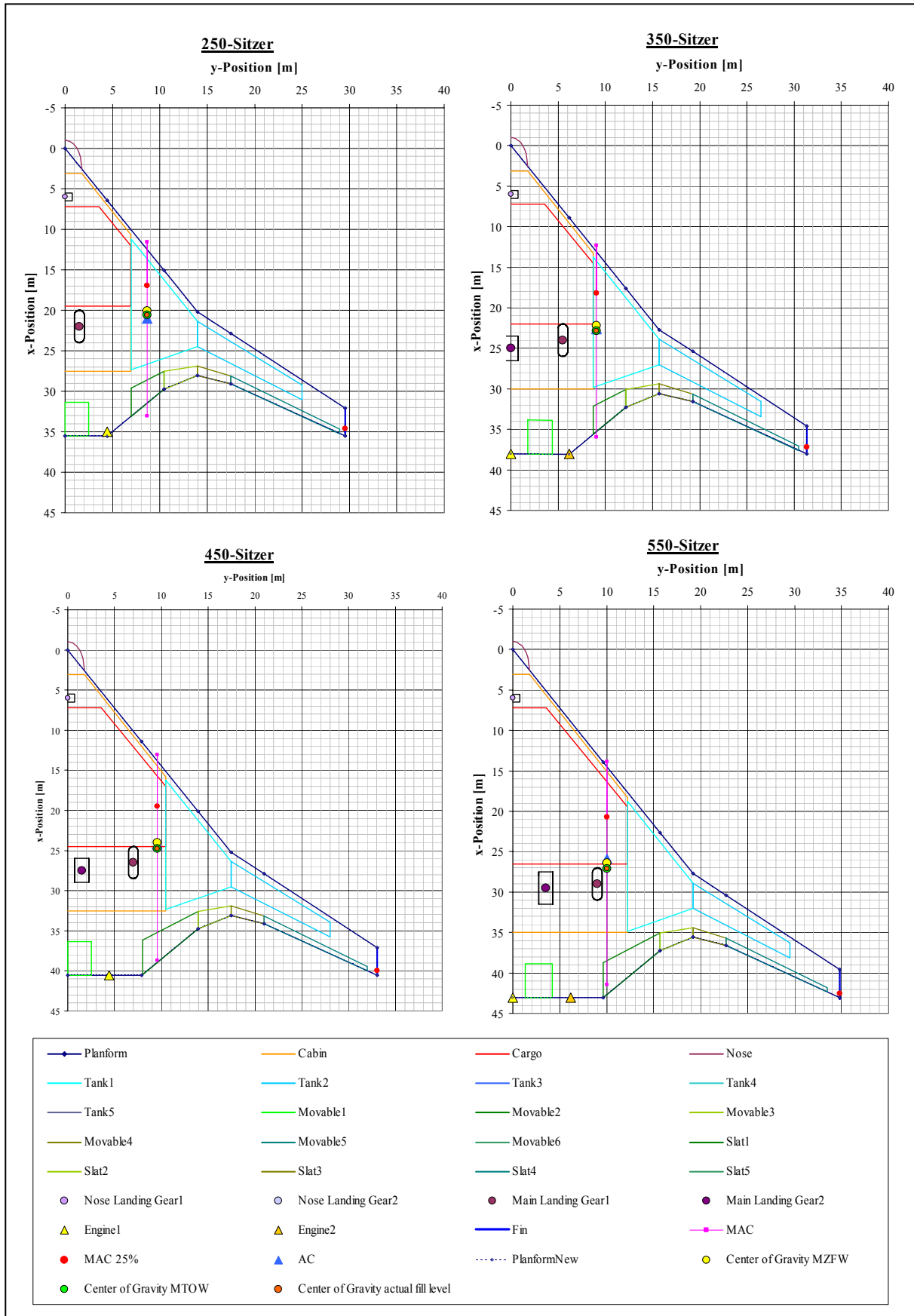


Bild 7.7 Betrachtete Grundrissgeometrien

Tabelle 7.2 Geometrieparameter

	w_c/b_w [-]	x_{CG} (MTOW) [m]	x_{CG} (MZFW) [m]	x_{AC} [m]	c_{MAC} [m]	x_{LEMAC} [m]
250-Sitzer	0,2333	20,620	20,091	21,007	21,525	11,553
350-Sitzer	0,2784	22,816	22,211	22,636	23,643	12,289
450-Sitzer	0,3164	24,784	23,982	24,259	25,664	13,054
550-Sitzer	0,3506	27,112	26,368	25,872	27,613	13,839

Die mit *StabilityControl* ermittelten Ergebnisse werden nun wieder in gleicher Weise wie in Kapitel 7.1 in Diagrammen graphisch dargestellt. Es werden die Lagen der Schwerpunkte bei MTOW und MZFW und die Lage des Neutralpunktes diesmal über den Parameter w_c/b_w aufgetragen. Auch das Stabilitätsmaß bei MTOW und bei MZFW wird nun in Abhängigkeit des Verhältnisses Kabinenbreite zu Spannweite betrachtet.

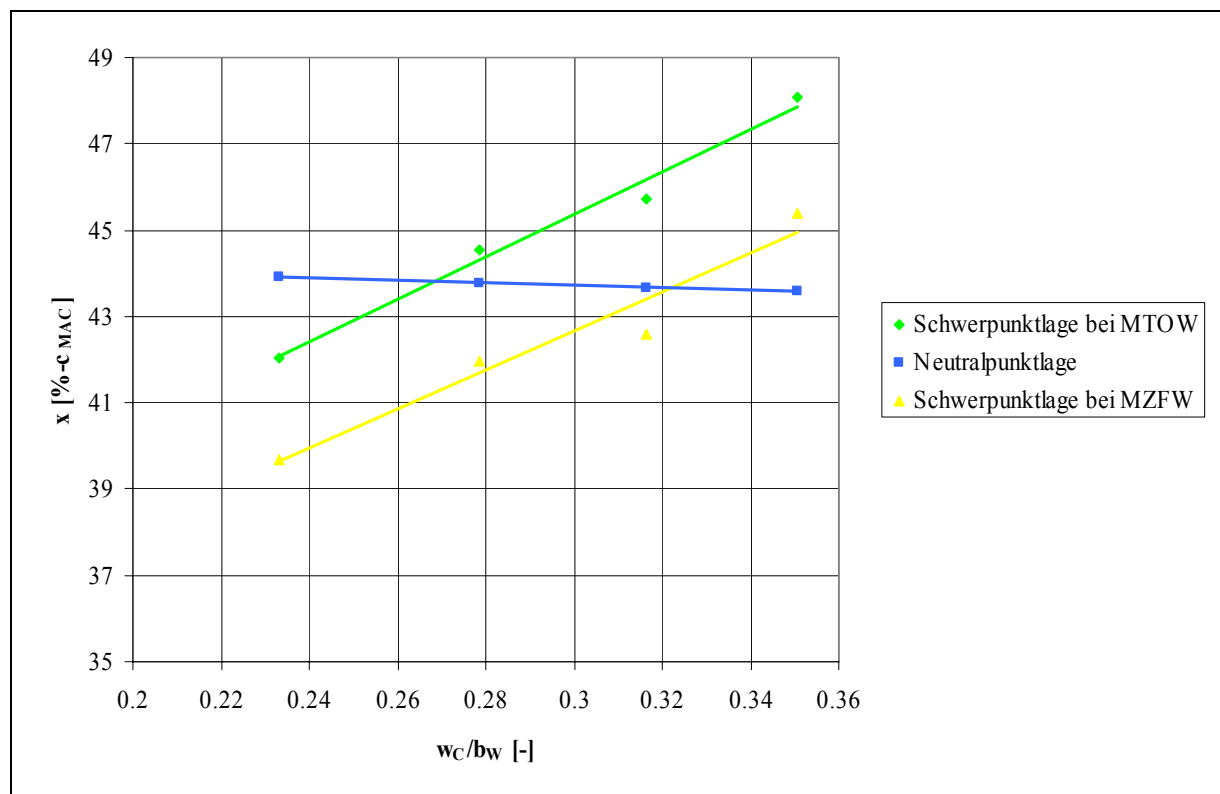


Bild 7.8 Absolute Schwerpunkt- und Neutralpunktlagen

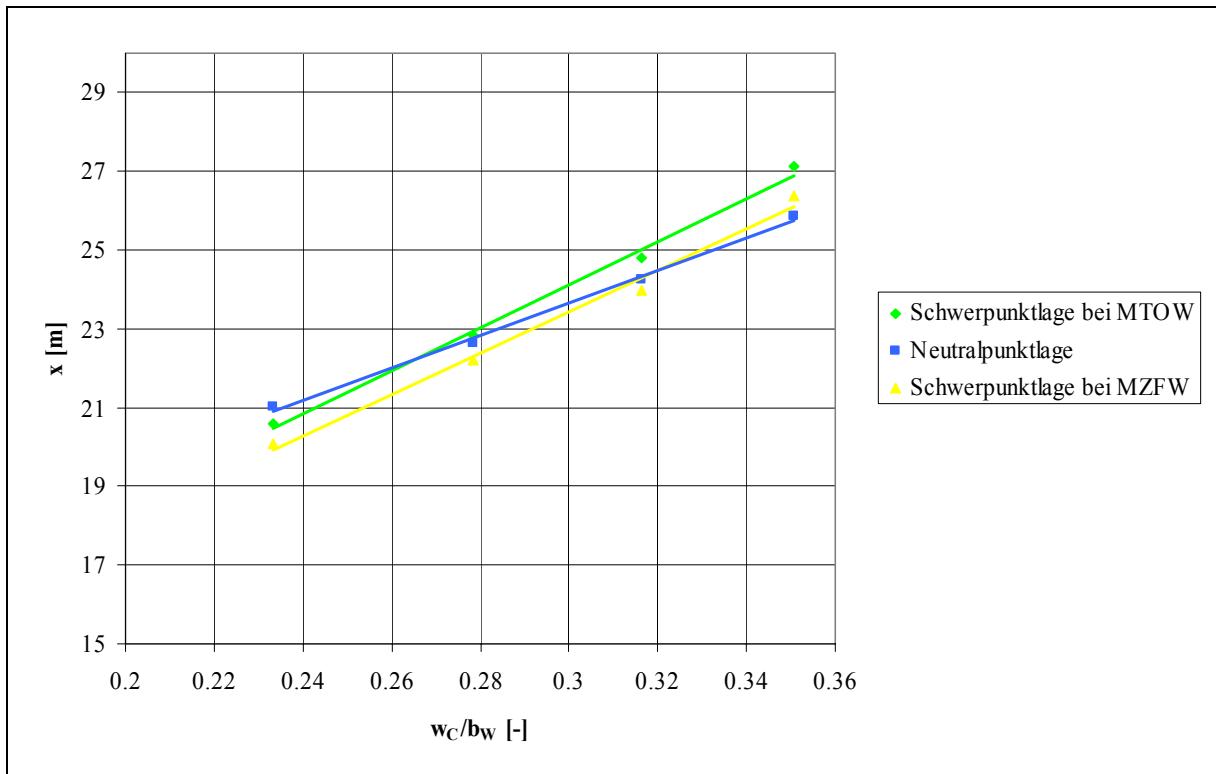


Bild 7.9 Relative Schwerpunkt- und Neutralpunktlagen

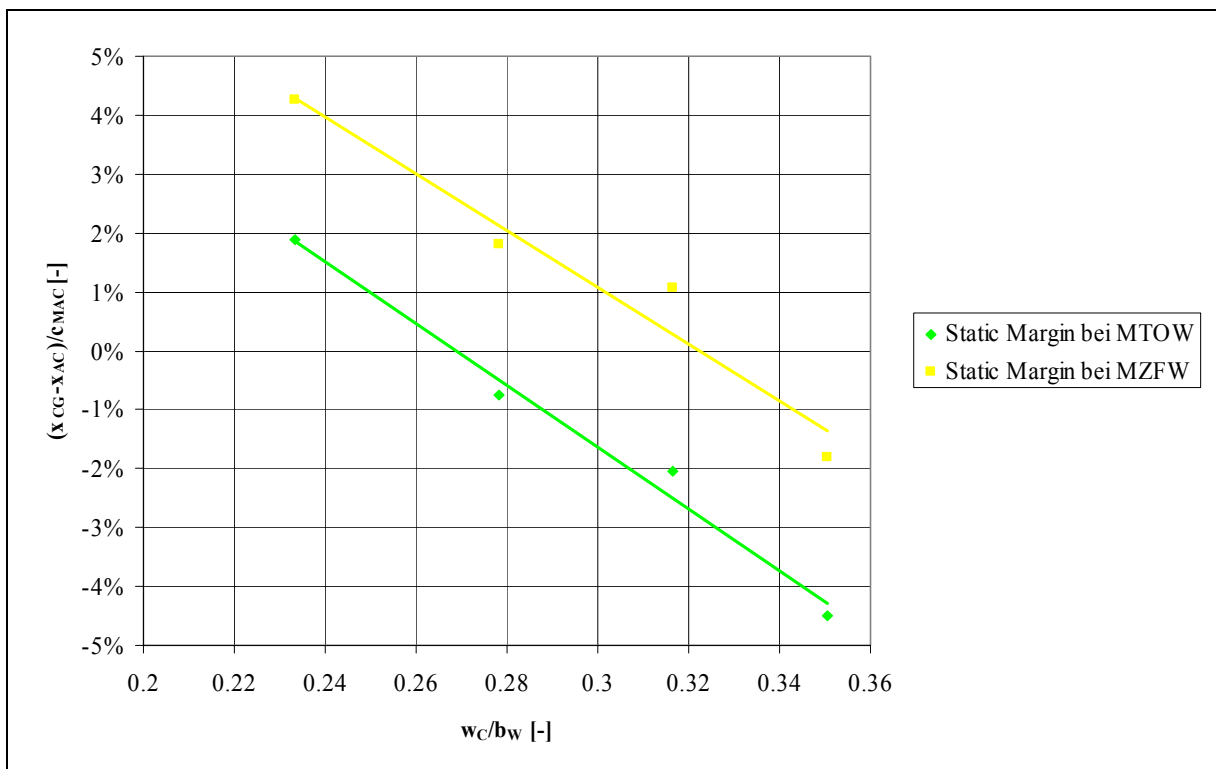


Bild 7.10 Stabilitätsmaß bei MTOW und MZFW

Mit zunehmender Kabinenbreite gewinnt das Gewicht des Center Wing immer mehr an Einfluss, was eine Verlagerung der Schwerpunkte nach hinten bewirkt. Die Änderung der Schwerpunktslage bei MTOW und bei MZFW erfolgt nahezu parallel, was auf die Positionierung des Außenflügels gegenüber dem Innenflügel zurückzuführen ist.

Der Neutralpunkt bewegt sich mit wachsender Kabinenbreite nach vorne. Zwar verlagert sich die Position des Außenflügels durch die Pfeilung des Center Wing weiter nach hinten, jedoch wird dieser Effekt durch den immer stärker werdenden Einfluss des Innenflügels überlagert.

Dies führt dazu, dass sich für die betrachteten Grundrisse mit zunehmender Kabinenbreite das Stabilitätsmaß zu negativen Werten hin verschiebt. Bild 7.10 zeigt, dass bei MTOW ab einem ungefähren Wert von $w_c/b_w = 0,29$ negative Längsstabilität vorliegt. Bei MZFW ist dies etwa ab $w_c/b_w = 0,34$ der Fall.

8 Zusammenfassung

In dieser Ausarbeitung ist gemäß Aufgabenstellung ein Verfahren entwickelt worden, das es ermöglicht, ein geeignetes Stabilitätsmaß der Längsbewegung für Flugzeuge in der BWB-Konfiguration einzustellen. Das Einstellen dieses Stabilitätsmaßes erfolgt über die Anpassung der Grundrissgeometrie oder der Massenverteilung der Konfiguration, was einer Variation der geometrischen Parameter der Einzelkomponenten entspricht. Das Verfahren wurde in dem auf *Microsoft Excel* basierenden Programm *StabilityControl* verwirklicht.

Hierzu wurden auf Basis zwei bereits existierender Konfigurationen die für BWB-Konfigurationen grundlegenden Bauteile definiert und diese mit Gewichtsfunktionen belegt. Mit dieser quantitativen Erfassung der Massenaufteilung kann der Gesamtschwerpunkt der Konfiguration ermittelt werden. Parallel dazu wird der aerodynamische Neutralpunkt bestimmt, so dass sofort ein Wert für das aktuelle Stabilitätsmaß vorliegt.

Ein Hauptproblem bei der Erarbeitung des Verfahrens war es, die Eingangsparameter so zu wählen, dass sie möglichst viel Flexibilität bei der Darstellung von BWB-Konfigurationen bieten. Es sollte die Fähigkeit haben, auch stark von den Basiskonfigurationen abweichende Flugzeuge betrachten zu können. Neben der Flexibilität der Eingangsparameter musste ihre Anzahl so überschaubar gewählt werden, dass sie eine einfache Handhabung des Verfahrens ermöglicht.

Die Anwendung des Verfahrens hat gezeigt, dass sich hiermit sehr schnelle und durch die Angabe von einer relativ geringen Anzahl von Parametern gute Ergebnisse erzielen lassen. Auch bei von den Basiskonfigurationen stark abweichenden Flugzeugen liefert das Verfahren plausible Ergebnisse. Das Verfahren eignet sich sehr gut dafür, im Flugzeugentwurf Richtungen und Tendenzen aufzuzeigen sowie die flugmechanischen Eigenschaften einer Konfiguration bezüglich der statischen Längsstabilität grob vorauszusagen.

Literaturverzeichnis

- AC 25.807-1** AC 25.807-1 (FAA): *Uniform Distribution of Exits*. <http://www.faa.gov>
- Airbus 2002** AIRBUS DEUTSCHLAND GMBH: *Firmenpräsentation.*, 2002
<http://www.airbus.com>
- Anger 2004** ANGER, André: *Firmenschrift: Boeing BWB Competition, Status April 2004*. Hamburg: Airbus Deutschland GmbH, 2004
- Argûelles 2001** ARGÛELLES, Pedro; BISCHOFF, Manfred; BUSQUIN, Philippe; DROSTE, B.A.C.; EVANS, Richard; KRÖLL, Walter; LAGARDÈRE, Jean-Luc; LINA, Alberto; LUMSDEN, John; RANQUE, Denis; RASMUSSEN, Søren; REUTLINGER, Paul; ROBINS, Ralph; Terho, Helena; Wittlöv, Arne: *European Aeronautics: A Vision For 2020*. Luxemburg : European Communities, 2001
- Flug Revue 2001** FLUG REVUE: *Artikel: Airbus studies Future Airliner Concepts*. Sebastian Steinke, Ausgabe 1/2001
- JAR 25.337** JOINT AIRWORTHINESS REQUIREMENTS, *JAR 25.337: Limit Maneuvering Load Factors*. <http://www.jaa.nl>
- JAR 25.807** JOINT AIRWORTHINESS REQUIREMENTS, *JAR 25.807: Emergency Exits*. <http://www.jaa.nl>
- Keilig 2001** KEILIG, T.; VOIGT-NITSCHMANN, R.: *Dubbel: Taschenbuch für den Maschinenbau*. Berlin : Springer, 2001
- Lingnau 2002** LINGNAU, Rafael: *Firmenschrift: VELAI, Aircraft Description*. Hamburg: Airbus Deutschland GmbH (Issue 01, ETXG-197-02), 2002
- Lingnau 2003** LINGNAU, Rafael: *Firmenschrift: VELA2, Aircraft Description*. Hamburg: Airbus Deutschland GmbH (Issue 01, RP0305582_v1), 2002
- Roskam 1989** ROSKAM, Jan: *Airplane Design. Bd. 2: Preliminary Sizing of Airplanes*. Ottawa, Kansas, 1989
- Torenbeek 1988** TORENBEEK, Egbert: *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. Delft : Delft University Press, 1988

- Truckenbrodt 1959** SCHLICHTING, Hermann; TRUCKENBRODT, Erich A.: *Aerodynamik des Flugzeuges. Bd. 2: Aerodynamik des Tragflügels (TeilII), des Rumpfes, der Flügel-Rumpf-Anordnung und der Leitwerke*. Berlin : Springer, 1959
- Young 2001** YOUNG, Trevor: *Lecture Notes Flight Mechanics*. Limerick: University of Limerick, 2001

Anhang A

Installation von *StabilityControl*

In das Programm *StabilityControl* ist das Aerodynamikprogramm *Wingchar* eingebunden. Damit das Aufrufen von *Wingchar* über die Schaltfläche "Calculate Aero-Data" und das Einfügen der Ergebnisdatei in *StabilityControl* über die Schaltfläche "Insert Aero-Data" reibungslos funktioniert, müssen im *Visual Basic*-Programmcode einige Anpassungen vorgenommen werden. Auch das Erstellen der TXT-Datei über die Schaltfläche "Write output.txt" erfordert eine Änderung im *Visual Basic*-Editor.

Der in *Microsoft Excel* integrierte *Visual Basic*-Editor kann entweder über die entsprechenden Menüs in Bild A.1 oder durch Betätigen der Tastenkombination "Alt+F11" aufgerufen werden.



Bild A.1 Aufrufen des *Visual Basic*-Editors

Im Programmcode von Arbeitsblatt *Output* muss angegeben werden, in welches Verzeichnis die spätere TXT-Datei, die aus der Anpassung der Grundrissgeometrie hervorgeht, geschrieben werden soll. Hierzu kann ein beliebiges Verzeichnis des PC gewählt werden.

Der Zugriff auf den entsprechenden Programmcode erfolgt dadurch, dass das entsprechende Arbeitsblatt im *Projekt-Explorer* des *Visual Basic*-Editors aktiviert wird. Bevor also der Pfad für die Datei output.txt angegeben werden kann, muss das Arbeitsblatt *Output* durch Doppelklicken aktiviert werden.

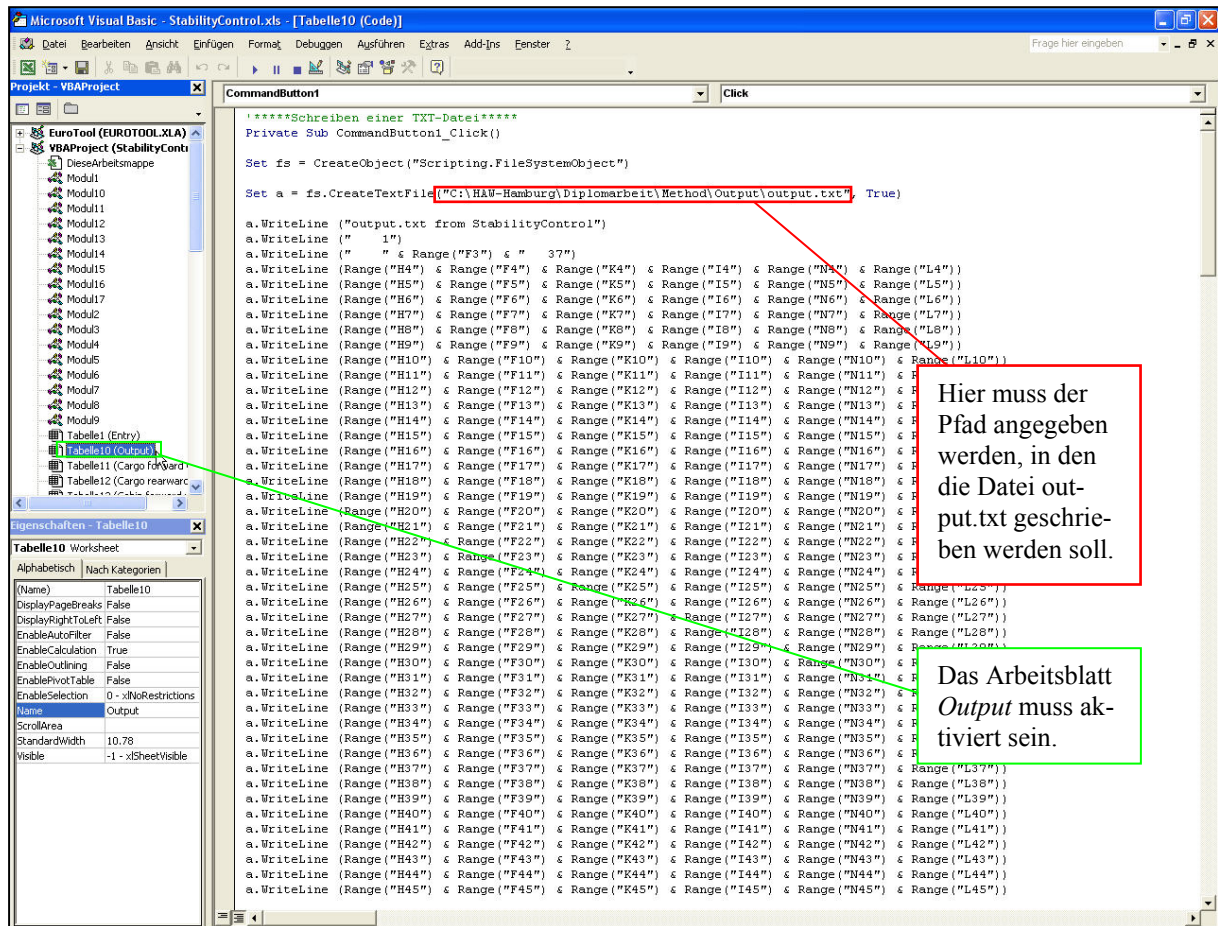


Bild A.2 Anpassung des Programmcodes im Arbeitsblatt *Output*

Das Programm *Wingchar* erzeugt bei der Berechnung der aerodynamischen Daten und Beiwerte zwei Dateien, von der eine in *StabilityControl* eingefügt wird. Danach werden die beiden Dateien gelöscht. Im *Visual Basic*-Programmcode muss nun der Pfad für den Ordner, in den die beiden Ergebnisdateien geschrieben werden, angepasst werden. *Wingchar* erzeugt die beiden Dateien entweder im Standardordner *Eigene Dateien* oder in dem Ordner, in dem sich *Wingchar* selbst befindet. *StabilityControl* ist so programmiert, dass die beiden in Frage kommenden Ordner erst durchsucht werden, dann die Ergebnisdatei eingefügt und schließlich beide von *Wingchar* erzeugte Dateien gelöscht werden.

In den also jeweils zwei Einfüge-Befehlen und zwei Lösch-Befehlen muss der Zielordner von *Wingchar* angepasst werden. Zunächst wird der Standardordner *Eigene Dateien* betrachtet danach der Ordner, in dem sich *Wingchar* befindet. Außerdem ist der Pfad für den Ordner zu aktualisieren, in dem sich das Programm *Wingchar* selbst befindet, da es sonst nicht über die Schaltfläche "Calculate Aero-Data" ausgeführt werden kann.

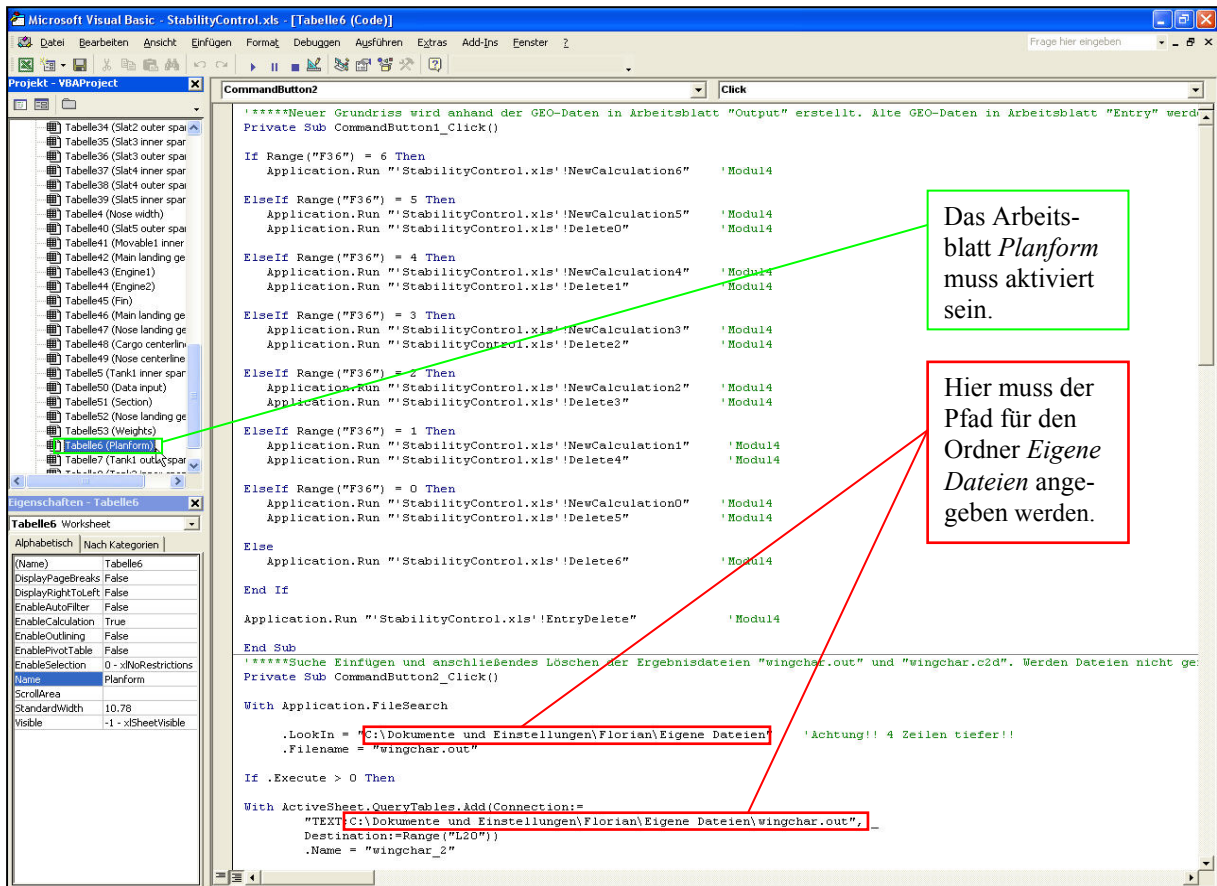


Bild A.3 Anpassung des Programmcodes im Arbeitsblatt *Planform*

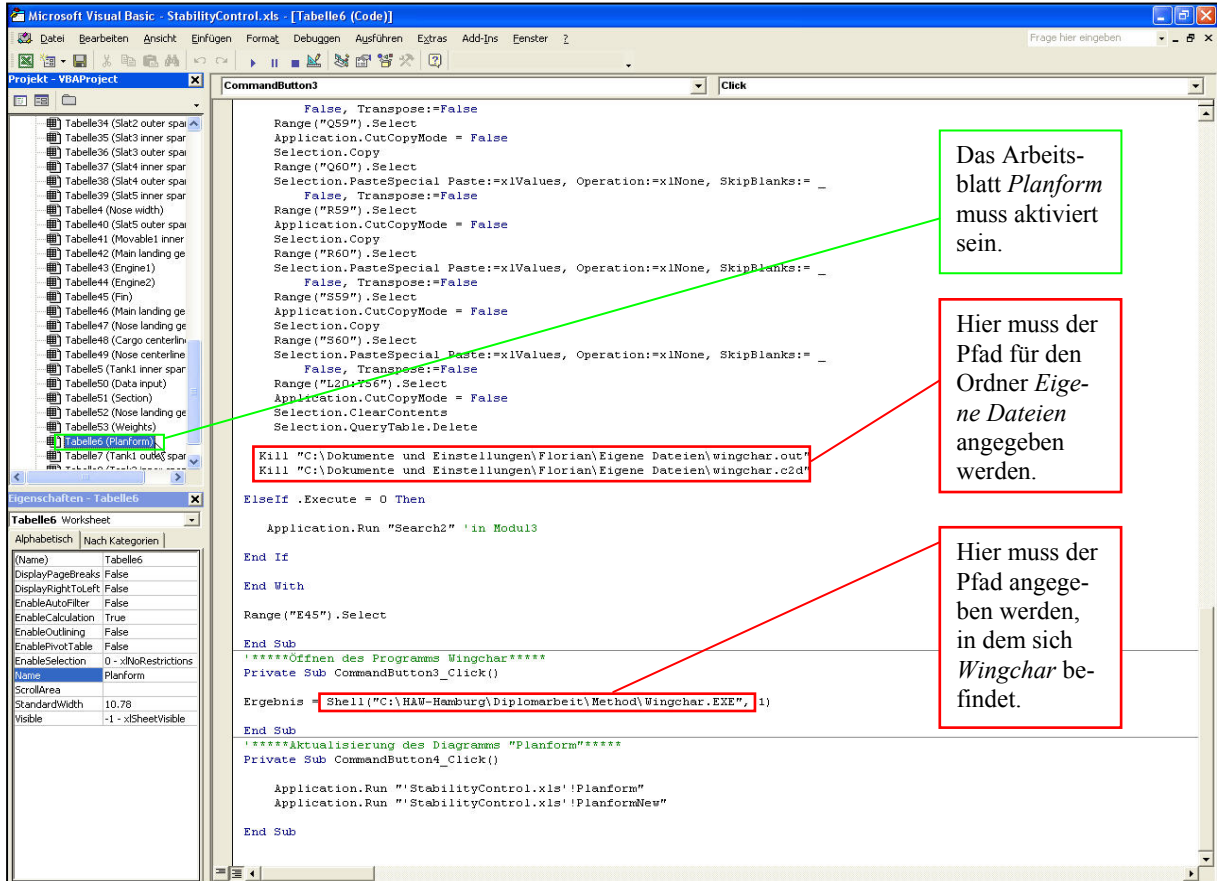


Bild A.4 Anpassung des Programmcodes im Arbeitsblatt *Planform*

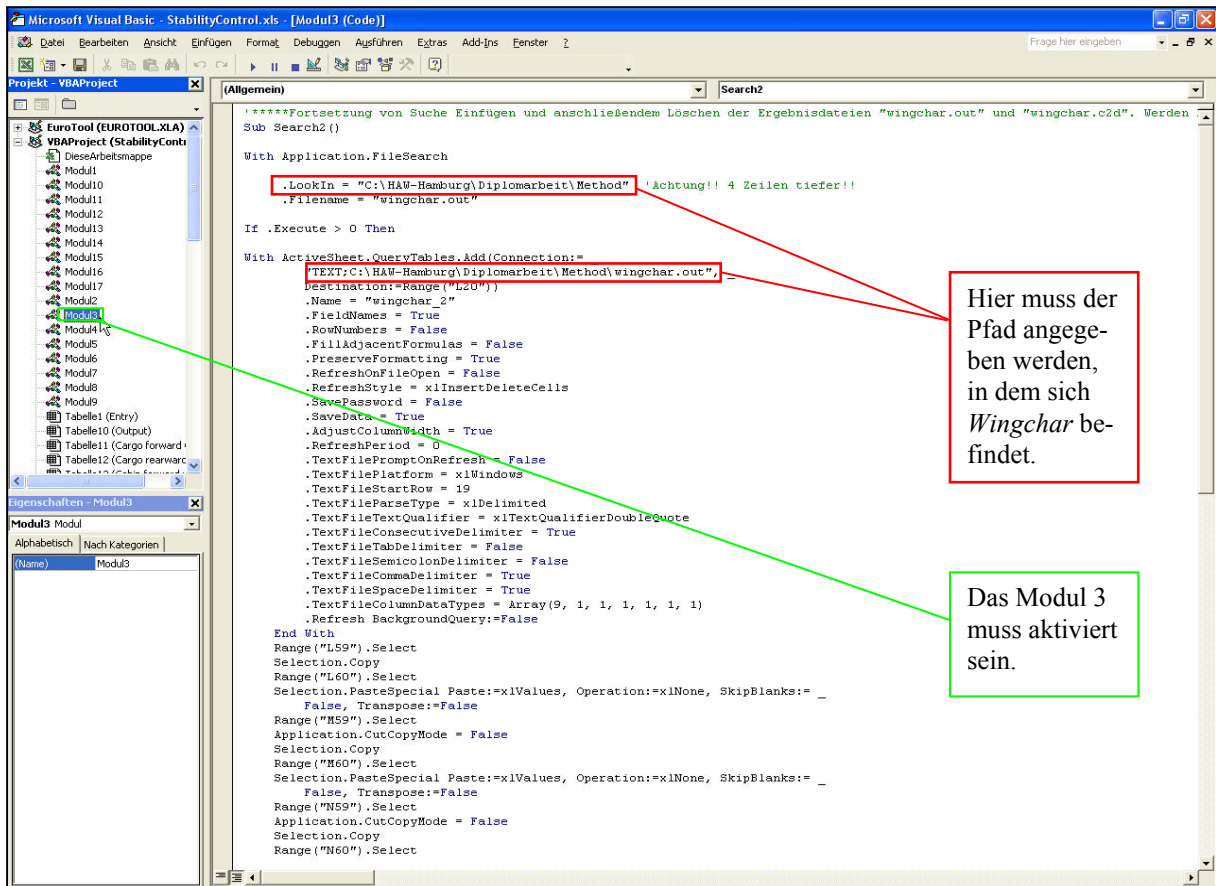


Bild A.5 Anpassung des Programmcodes im Modul 3

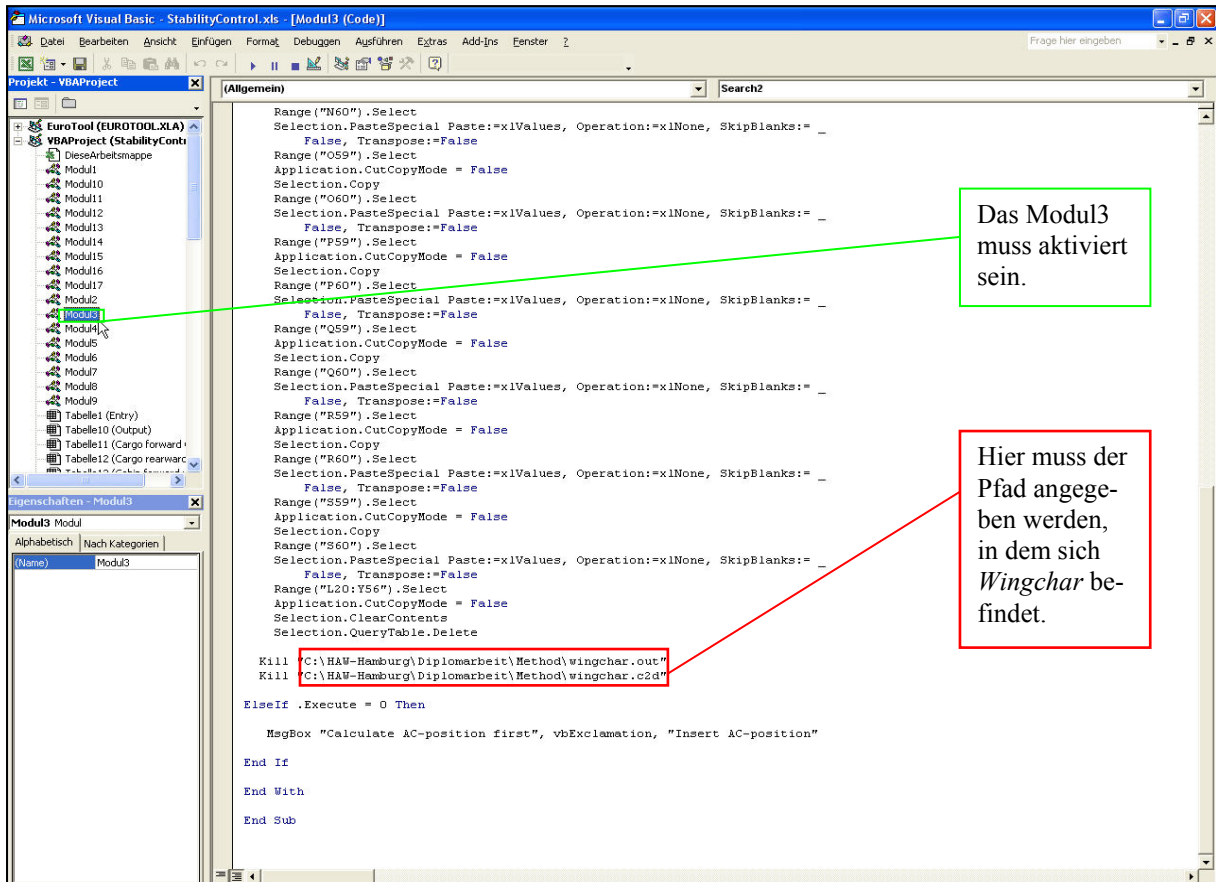


Bild A.6 Anpassung des Programmcodes im Modul 3

Anhang B

Vollständige Daten der Parameterstudien

Hier werden alle Parameter und Ergebnisse aufgeführt, die das Programm *StabilityControl* bei der Anwendung in Kapitel 7 geliefert hat jedoch für die eigentliche Betrachtung der Längsstabilität nur von sekundärer Bedeutung waren.

The screenshot shows an Excel spreadsheet with the following sections and data:

Payload

Inner	Outer	Width [m]	Fwd Limit [m]	Height [m]	Floor Height [m]	Necess
11.43	11.43	4	8	23		2
11.43	13.5	4	13.5			4
11.43	45.918	4	45.918	0.3		16
		Max	750			

Nose

Width [m]	Offset [m]	Upper Height [m]	Lower Height [m]	Height Center Line [m]
4	4.4	4	2.5	-0.25

Fin

Span [m]	Lever [m]	Coefficient	Aspect Ratio	Taper Ratio	Dist [m]
11.43	32	0.020806			

Engines

Engine	x-Position [m]	z-Position [m]
Engine1	18.8	
Engine2	28.35	
APU		

Weights

Item	Weight [kg]
Armed MTOW	776700
Internal	
External	

Tanks

Tank	Span [m]	Fwd Limit [m]	Fwd Limit [m]	Chord [m]	Chord [m]	Fill Level [m]
Tank1	11.43	17.3	17.3	27.08	27.08	68
Tank2	16.635	10.8	10.8	64.2	64.2	100
Tank3	28.35	10.8	10.8	64.2	64.2	100
Tank4	34.41	10.8	10.8	64.2	64.2	100
Tank5	43.23	10.8	10.8	64.2	64.2	100

Landing gear

Gear	x-Position [m]	z-Position [m]	Diameter [m]	Width [m]	Length [m]	Angle [m]
Main Gear1	3	32.36	15	16	3.5	3
Main Gear2	6.845	32.36	15	16	3.5	3
Nose Gear1	-1	15	15	15		
Nose Gear2	3	15	15	15		

Movables LE

Slot	Span [m]	Chord [m]	Chord [m]
Slot1	16.635	28.35	10.8
Slot2	28.35	28.35	10.8
Slot3	48		
Slot4			
Slot5			

Movables TE

Movable	Span [m]	Chord [m]	Chord [m]
Movable1	0	5	
Movable2	3.3	16.635	25
Movable3	28.35	28.35	25
Movable4	48		
Movable5			
Movable6			

Bild B.1 Arbeitsblatt Data Input VELA1

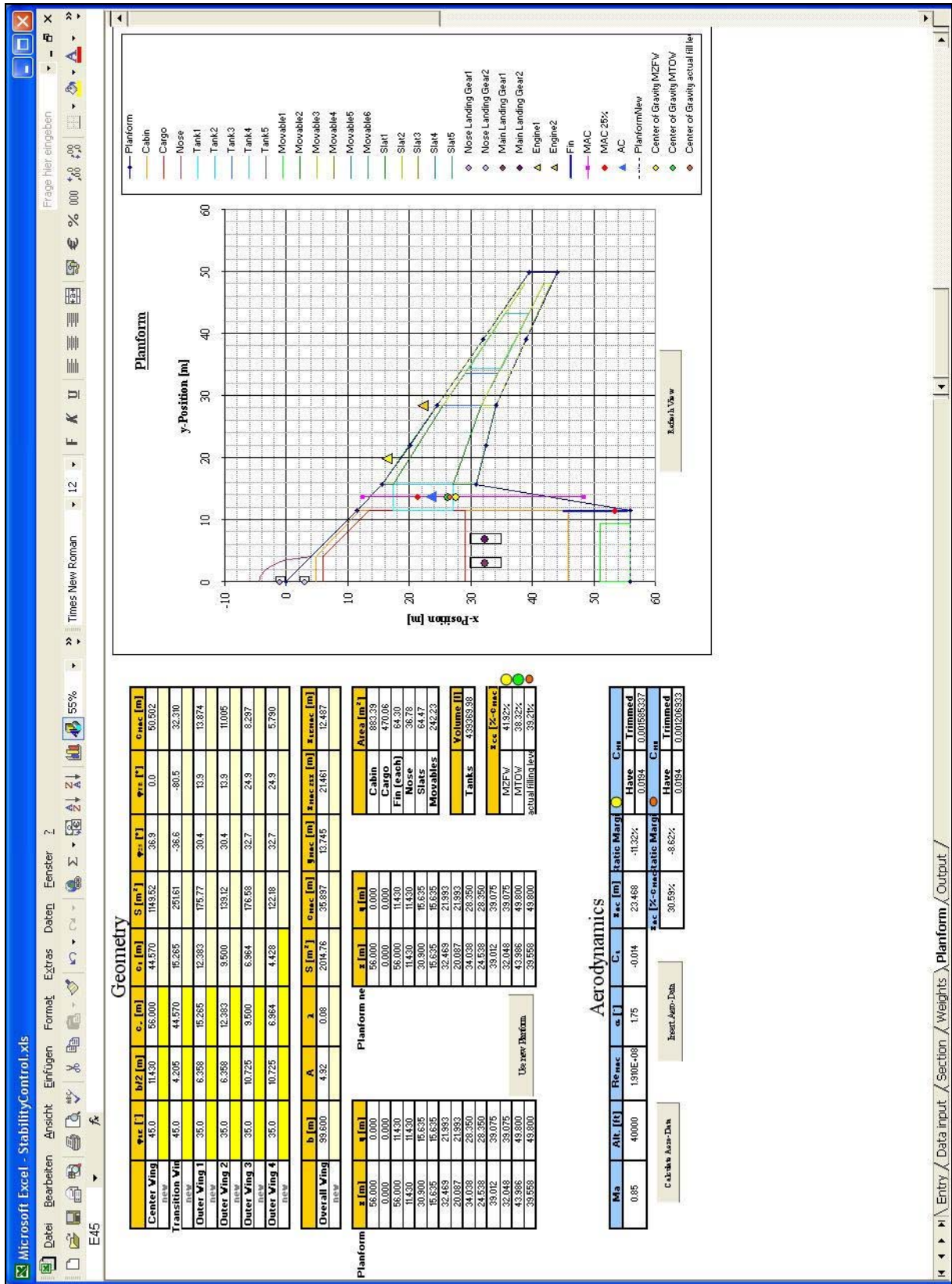


Bild B.2 Arbeitsblatt *Planform* VELA1

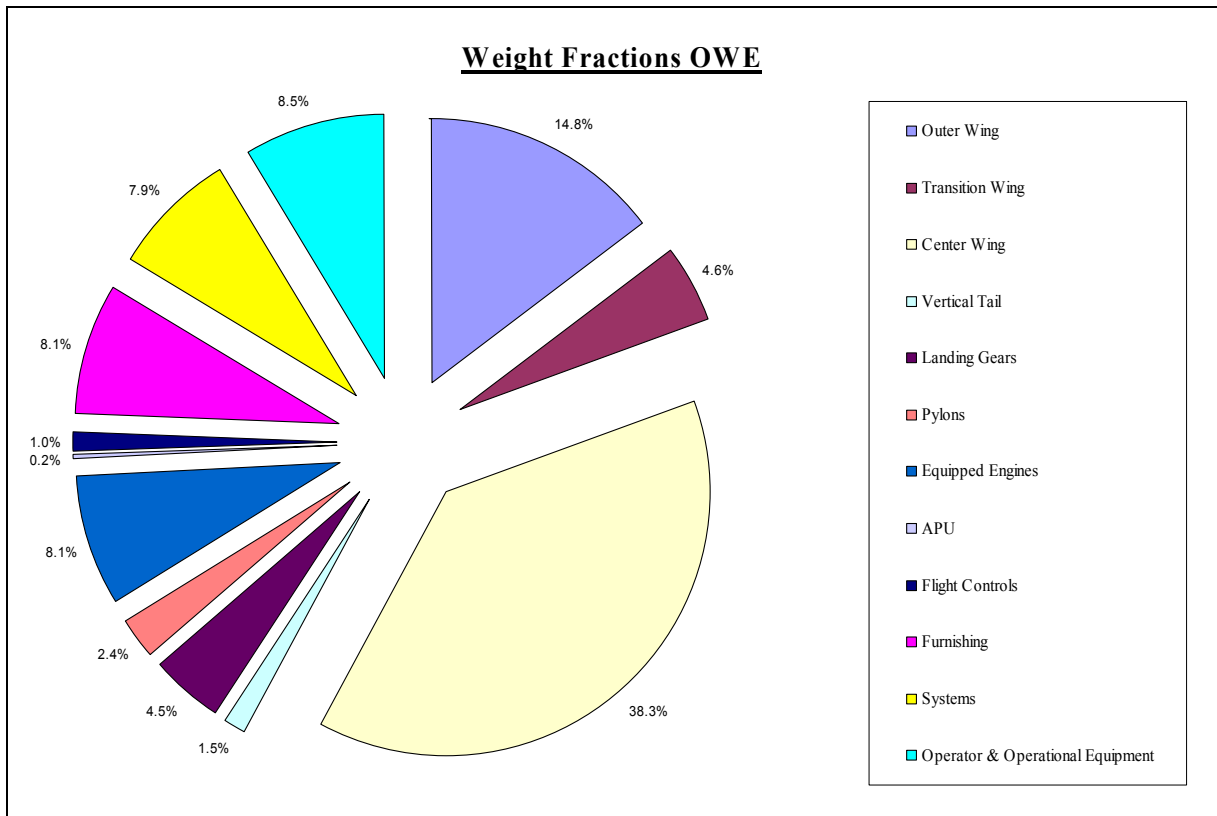


Bild B.3 Massenaufteilung bezogen auf OWE VELA1

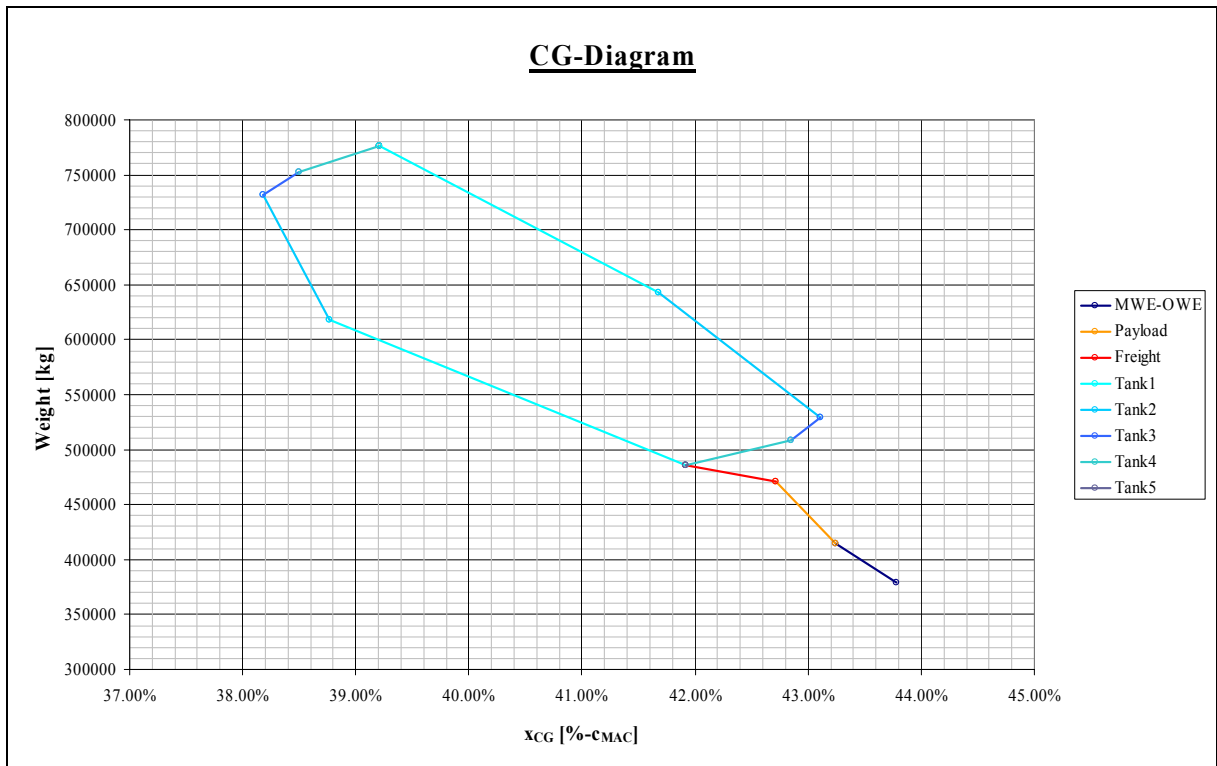


Bild B.4 CG-Diagram VELA1

Microsoft Excel - StabilityControl.xls

Frage hier eingeben

053

File: Bearbeiten Ansicht Einfügen Format Extras Daten Fenster: 2

Times New Roman 12 F K U

55%

Restore Data

See Data

Entry Data input Section Weights Planform Output

Payload

	Width [m]	Fwd Limit [m]	Height [°]	Floor Height [m]	Masse
Cargo	4	8	29		2
Cabin	11.43	14.7		0.3	4
	11.43	45.818			16
		Masse	750		

Nose

	Width [m]	Offset [m]	Upper Height [m]	Lower Height [m]	Height Center Line [m]
Nose	4	4.4	4	2.5	-0.25

Fin

	y-Position [m]	Lever [m]	Coefficient	Aspect Ratio	Taper Ratio	φ [°]
Fin	11.43	30.5	0.018886			

Engines

	y-Position [m]	x-Position [m]	x-Position [°]
Engine1	18.9		Add
Engine2	28.35		Add
APU			

Weights

	Aimed MTOW [kg]	Mass [kg]
	776700	
	Masses [kg] I/E-O/E	
	Masses [kg] I/E-O/E	

Movables LE

	Span [m]	Chord [m]	Chord [°]
Slat1	16.635	10.8	Add
Slat2	28.35	10.8	Add
Slat3			Add
Slat4			Add
Slat5			Add

Tanks

	Span [m]	Fwd Limit [m]	Fwd Limit [°]	Chord [°]	Fwd Limit [m]	Fill Level [°]
Tank1	11.43	20.3			30.03	68
Tank2	15.635	20.3			30.08	100
Tank3	28.35					100
Tank4	33.51					100
Tank5	34.41					100
	43.23					100

Movables TE

	Span [m]	Chord [m]	Chord [°]
Movable1	0	5	Add
Movable2	9.3	5	Add
Movable3	16.635		25
Movable4	28.35		25
Movable5			Add
Movable6			Add

Landing gear

	y-Position [m]	z-Position [m]	Diameter [m]	Width [m]	Length [m]	Angle [°]
Main Gear1	3	32.36	0.2	1.5	3.5	3
Main Gear2	6.945	32.36		1.5	3.5	3
Nose Gear1	-1			1.5	1.5	Add
Nose Gear2	3			1.5	1.5	Add

Bild B.5 Arbeitsblatt Data Input VELA1b

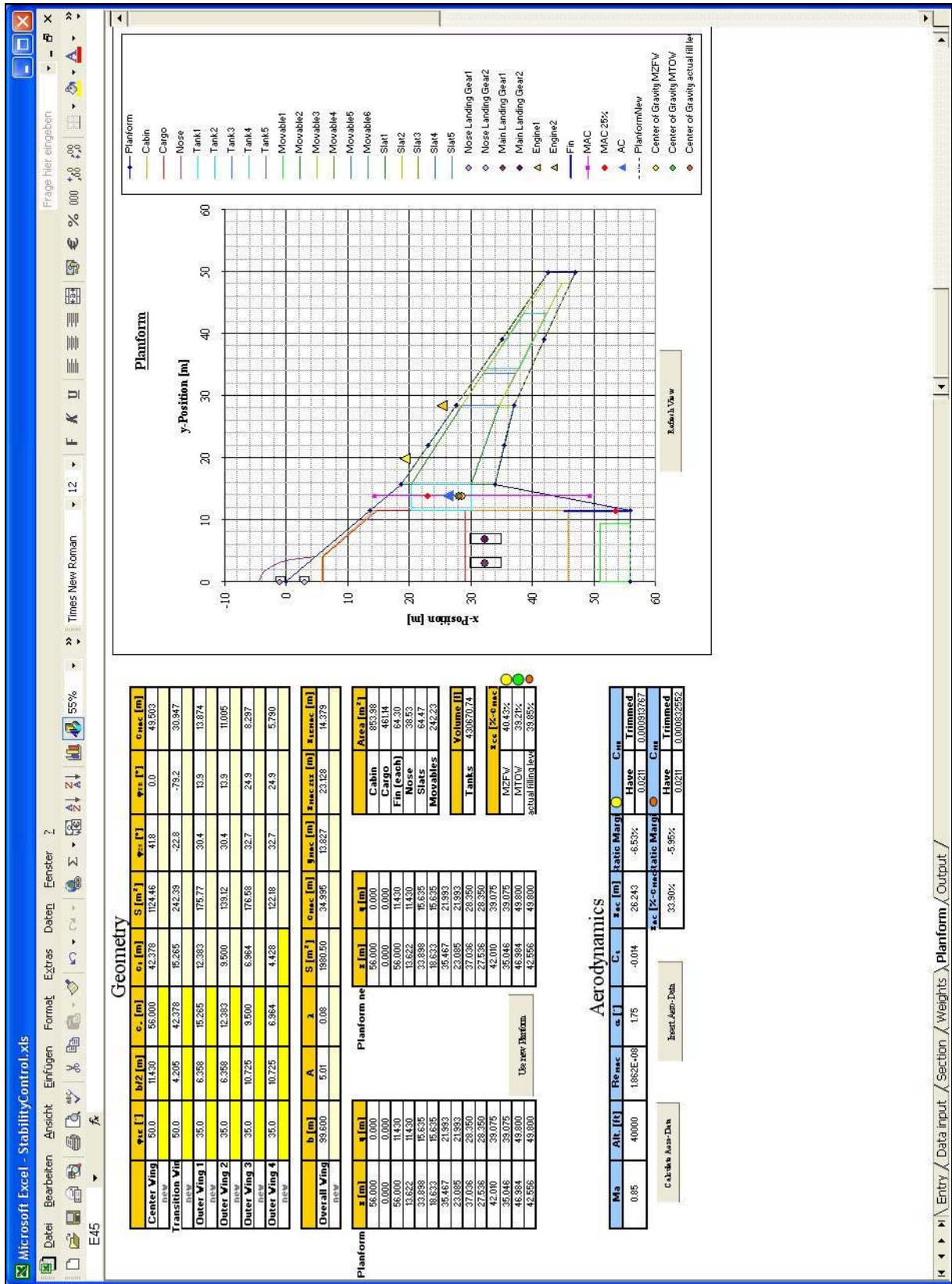


Bild B.6 Arbeitsblatt *Planform* VELA1b

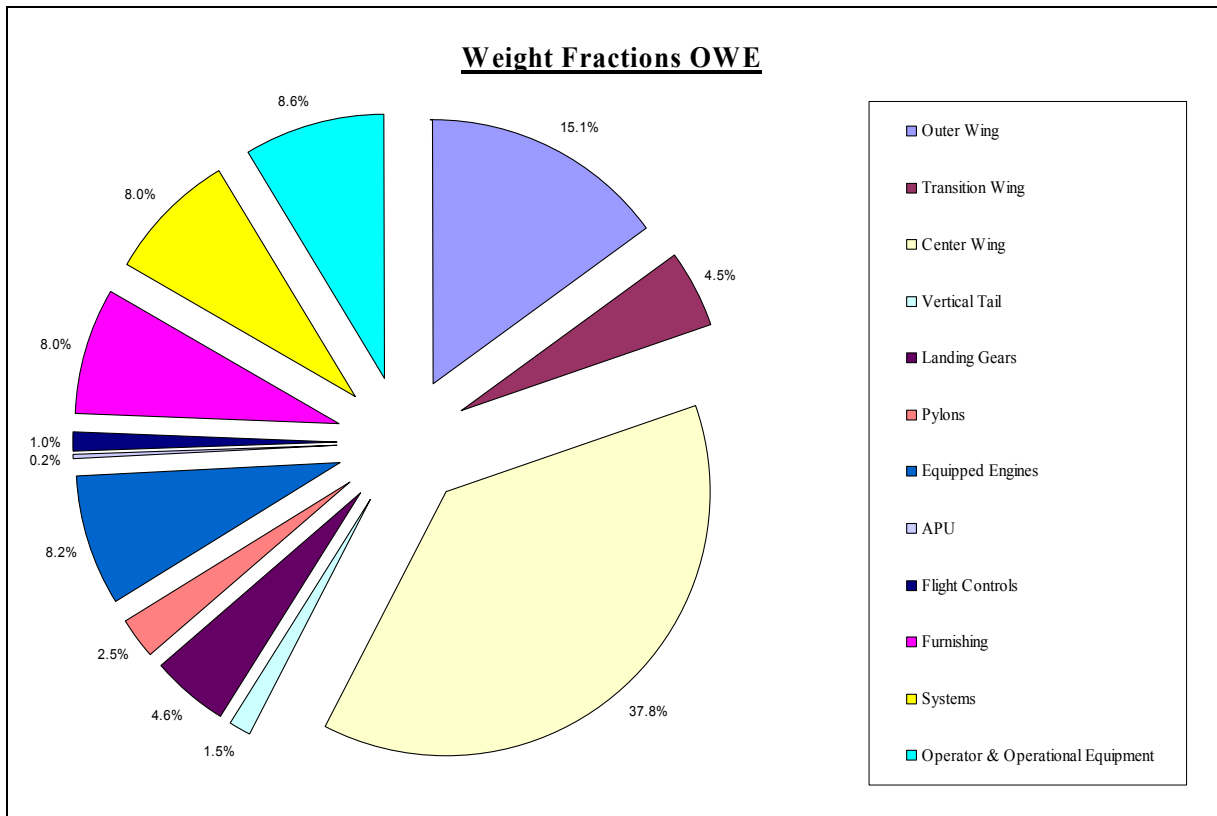


Bild B.7 Massenaufteilung bezogen auf OWE VELA1b

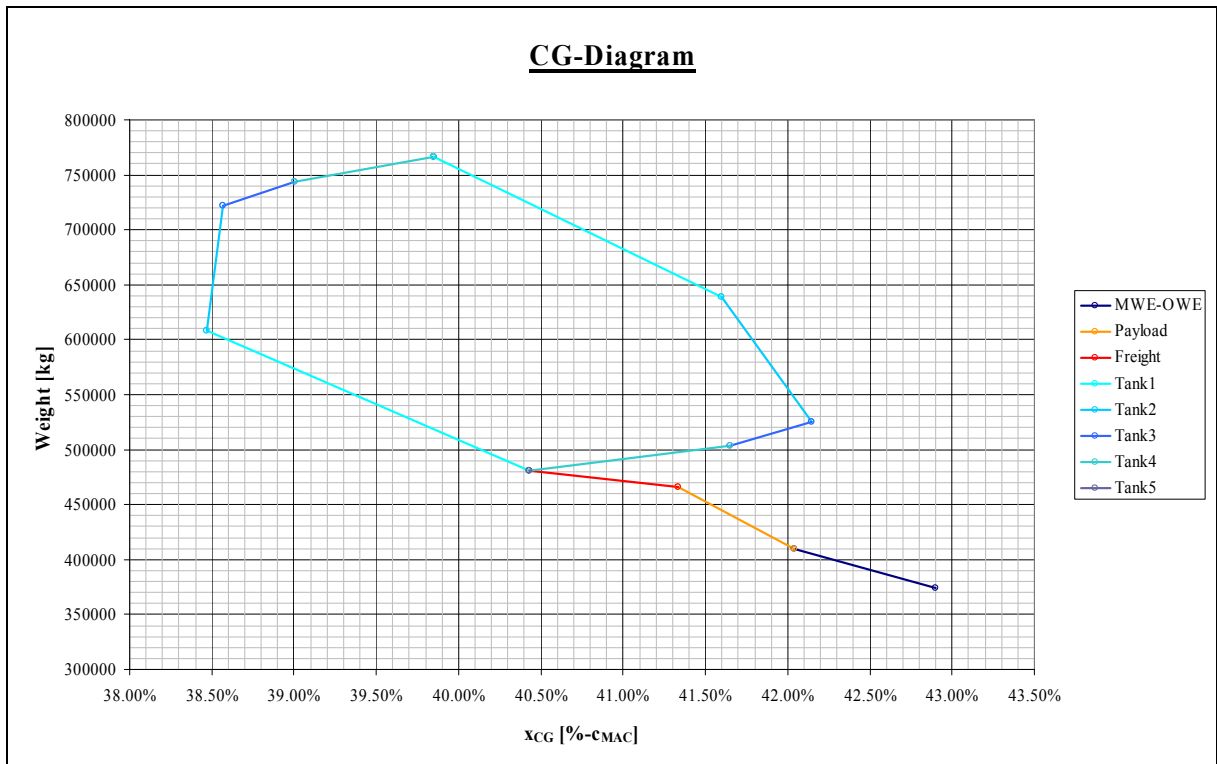


Bild B.8 CG-Diagram VELA1b

Microsoft Excel - StabilityControl.xls

Frage hier eingeben

€ % 000 1,00 1,00

Times New Roman 12

55%

053

Payload

	Width [m]	Fwd Limit [m]	Height [°]	Floor Height [m]	Masse
Cargo	4	6.77		34	2
Cabin	4	44.922		0.3	12
					8
					750

Nose

	Width [m]	Offset [m]	Upper Height [m]	Lower Height [m]	Height Center Line [m]
Nose	4	15	4	2.5	-0.25

Fin

	y-Position [m]	Lever [m]	Coefficient	Aspect Ratio	Taper Ratio	φ [°]
Fin	11.43	25.5	0.016467			

Engines

	y-Position [m]	x-Position [m]	z-Position [m]
Engine1	21		
Engine2	31.3		
APU			

Weights

	Aimed MTOW [kg]	Mass [kg]
	690700	

Movables LE

	Span [m]	Chord [m]	Chord [%]
Slat1	21.745		15
Slat2	26.867		15
Slat3	31.3		
Slat4	48		
Slat5			

Tanks

	Span [m]	Fwd Limit [m]	Fwd Limit [%]	Chord [m]	Chord [%]	Fill Level [%]
Tank1	11.43	28		32		57
Tank2	16.282	28		32		
Tank3	21		15	38.88		100
Tank4	31.3		15			100
Tank5	31.3		15			100
	36.412		15			100
	37.247		15			100
	41.385		15			100

Movables TE

	Span [m]	Chord [m]	Chord [%]
Movable1	0	5	
Movable2	11.43		15
Movable3	16.282	3.563	
Movable4	21	3.563	
Movable5	31.3		15
Movable6	48		

Landing gear

	y-Position [m]	z-Position [m]	Diameter [m]	Width [m]	Length [m]	Angle [°]
Main Gear1	3	37.695	0.2	1.5	3.5	3
Main Gear2	6.945	37.695		1.5	3.5	3
Nose Gear1	1			1.5	1.5	
Nose Gear2	3			1.5	1.5	

See Data

Restore Data

Entry Data input Section Weights Planform Output

Bild B.9 Arbeitsblatt Data Input VELA2b

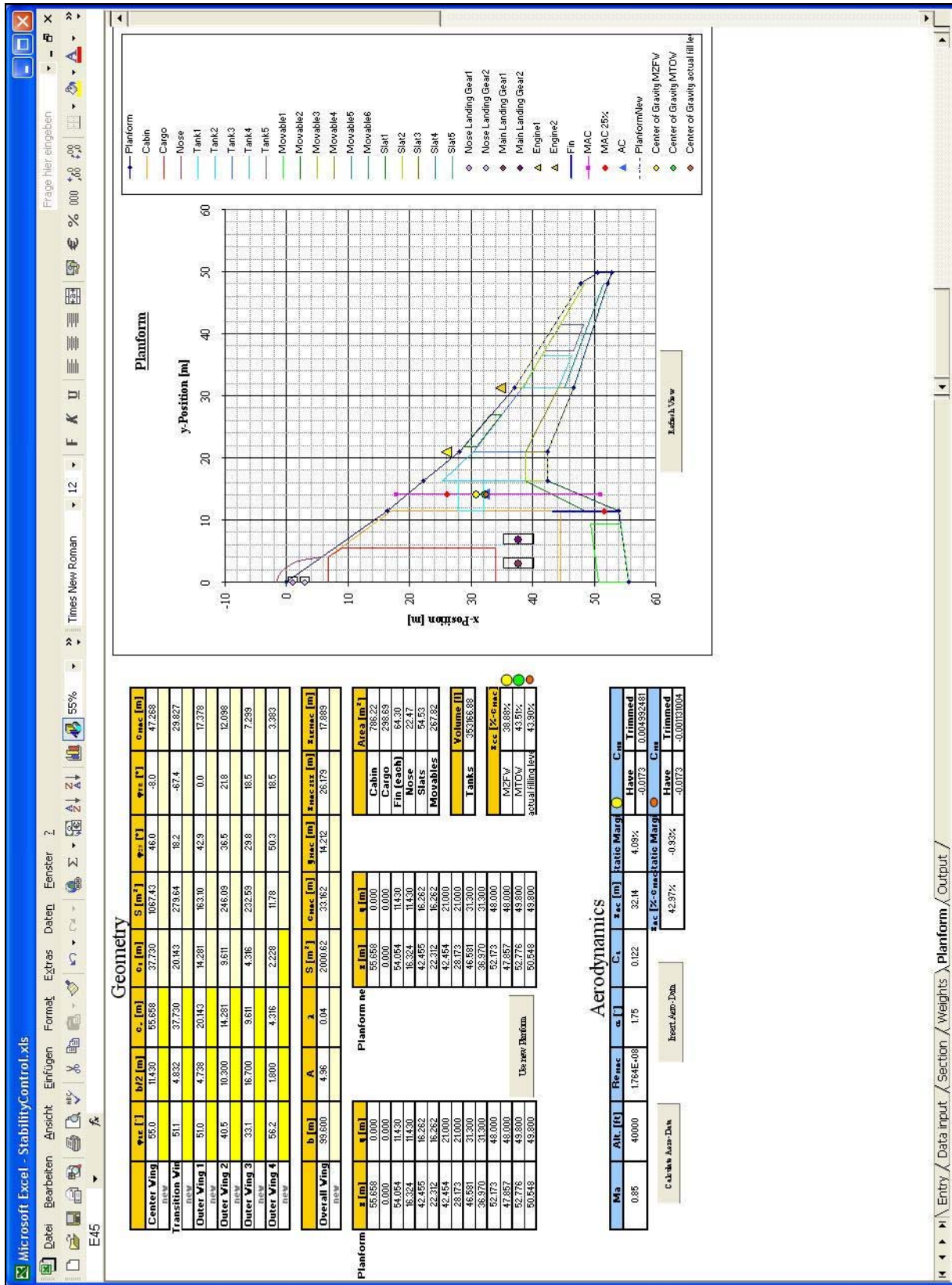


Bild B.10 Arbeitsblatt *Planform* VELA2b

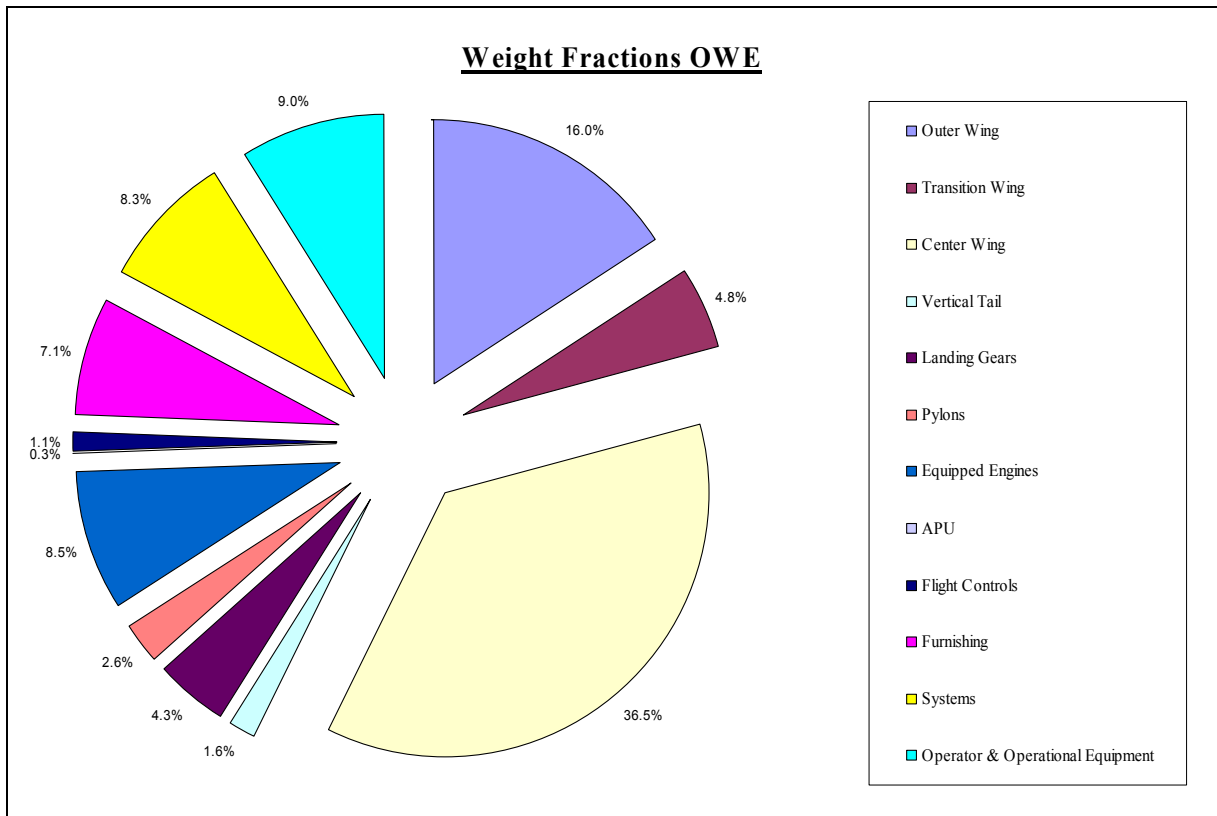


Bild B.11 Massenaufteilung bezogen auf OWE VELA2b

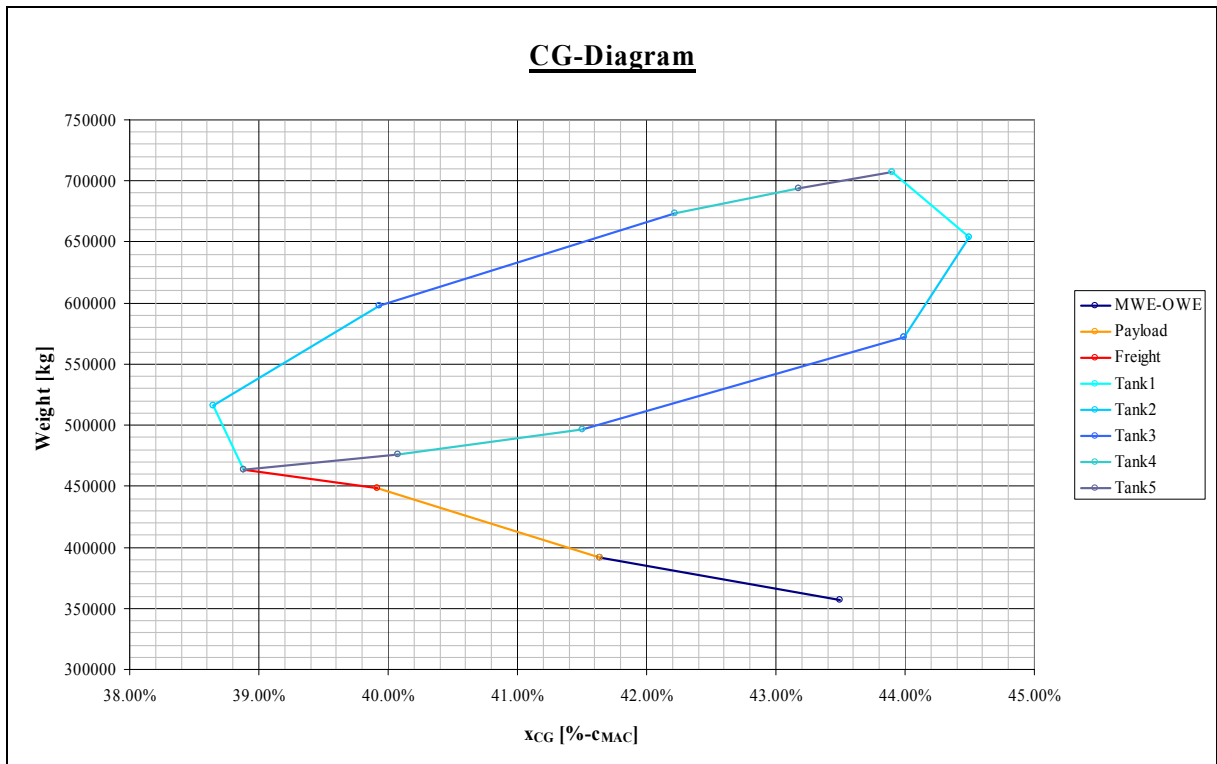


Bild B.12 CG-Diagram VELA2b

Microsoft Excel - StabilityControl.xls

Frage hier eingeben

12 Times New Roman 55%

053

Payload

	Width [m]	Fwd Limit [m]	Height [m]	Floor Height [m]	Masse
Cargo	Inner	838			2
	Outer	34			
Cabin	Inner	44.922	0.3		12
	Outer				8
		Masse	750		

Nose

	Width [m]	Offset [m]	Upper Height [m]	Lower Height [m]	Height Center Line [m]
Nose	4	15	4	2.5	-0.25

Fin

y-Position [m]	Lever [m]	Coefficient	Aspect Ratio	Taper Ratio	φ [°]
11.43	23	0.01545			

Engines

	y-Position [m]	x-Position [m]	z-Position [m]
Engine1	21		
Engine2	31.3		
APU			

Weights

Aimed MTOW [kg]	Mass [kg]
690700	
Masses [kg] I/E-O/E	
Masses [kg] I/E-O/E	

Landing gear

	y-Position [m]	z-Position [m]	Diameter [m]	Width [m]	Length [m]	Angle [°]
Main Gear1	3	37.695	40.2	1.5	1.6	3.5
Main Gear2	6.945	37.695		1.5	1.6	3.5
Nose Gear1	1			1.5	1.5	
Nose Gear2	3			1.5	1.5	

Movables LE

	Span [m]	Chord [m]	Chord [%]
Slat1	21.745		15
Slat2	Inner	26.867	
	Outer	31.3	15
Slat3	Inner	48	
	Outer		15
Slat4			15
Slat5			15

Tanks

	Span [m]	Fwd Limit [m]	Fwd Limit [%]	Chord [m]	Chord [%]	Fill Level [%]
Tank1	11.43	32		36		57
Tank2	Inner	16.282		36		
	Outer	21		43.73		100
Tank3	Inner	21				
	Outer	31.3				100
Tank4	Inner	31.3				
	Outer	36.412				100
Tank5	Inner	37.247				
	Outer	41.385				100

Movables TE

	Span [m]	Chord [m]	Chord [%]
Movable1	0	5	
Movable2	Inner	11.43	
	Outer	9.3	15
Movable3	Inner	16.282	3.563
	Outer	21	3.563
Movable4	Inner	21	
	Outer	31.3	
Movable5	Inner	31.3	
	Outer	48	15
Movable6			15

See Data

Restore Data

Entry / Data input / Section / Weights / Planform / Output

Bild B.13 Arbeitsblatt Data Input VELA2

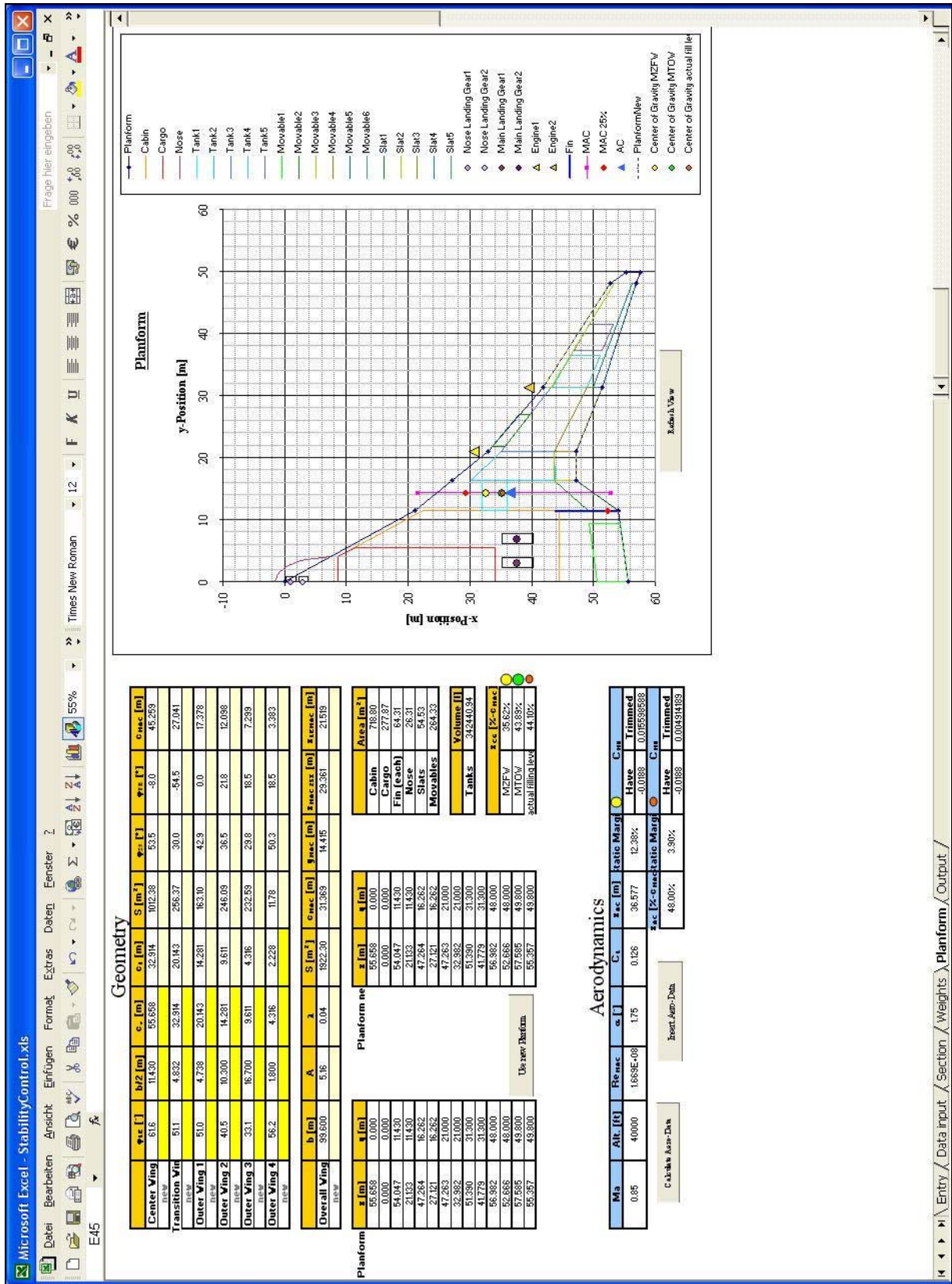


Bild B.14 Arbeitsblatt *Planform* VELA2

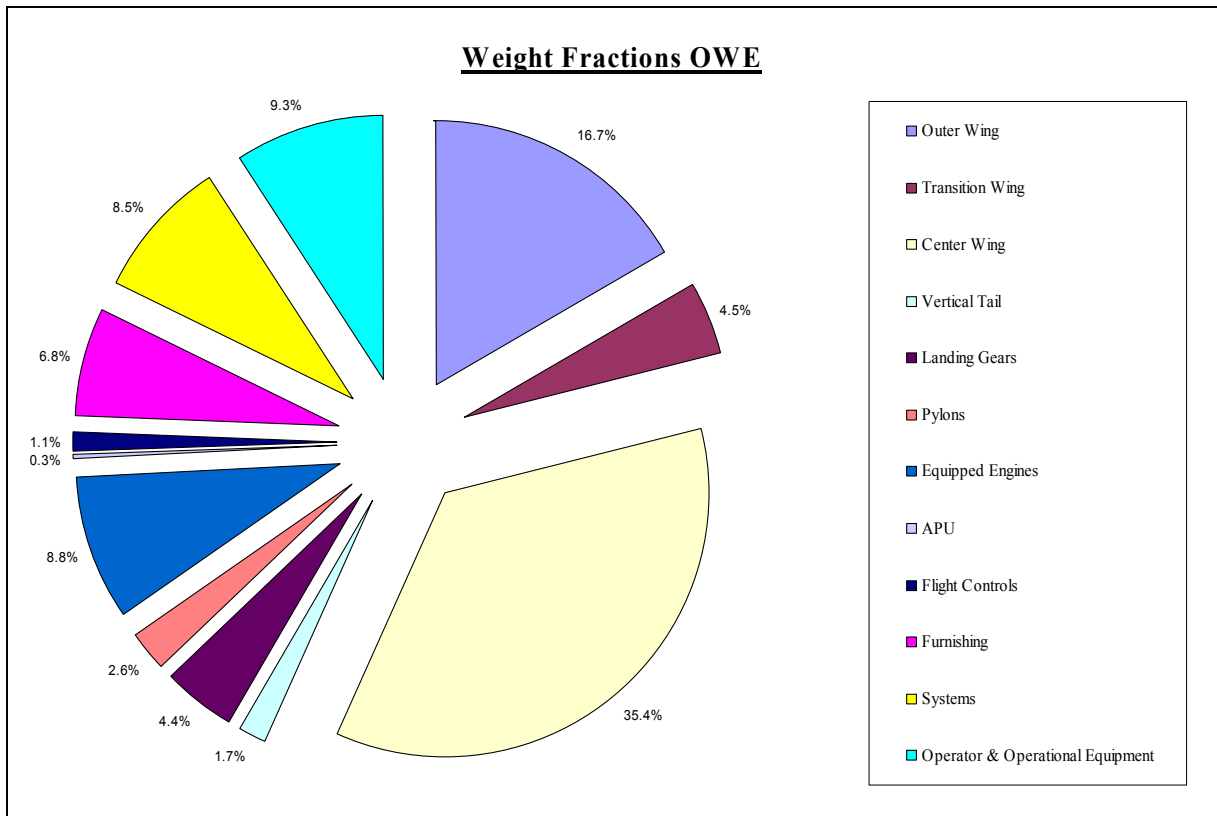


Bild B.15 Massenaufteilung bezogen auf OWE VELA2

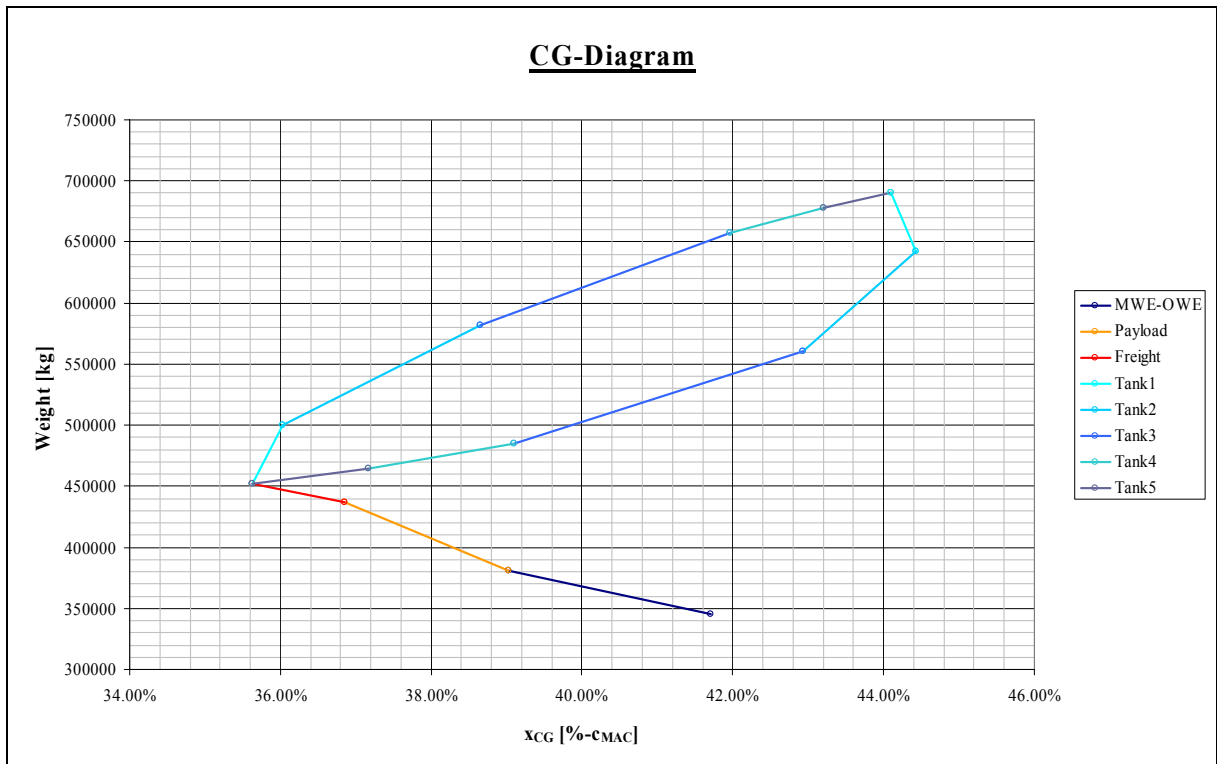


Bild B.16 CG-Diagram VELA2

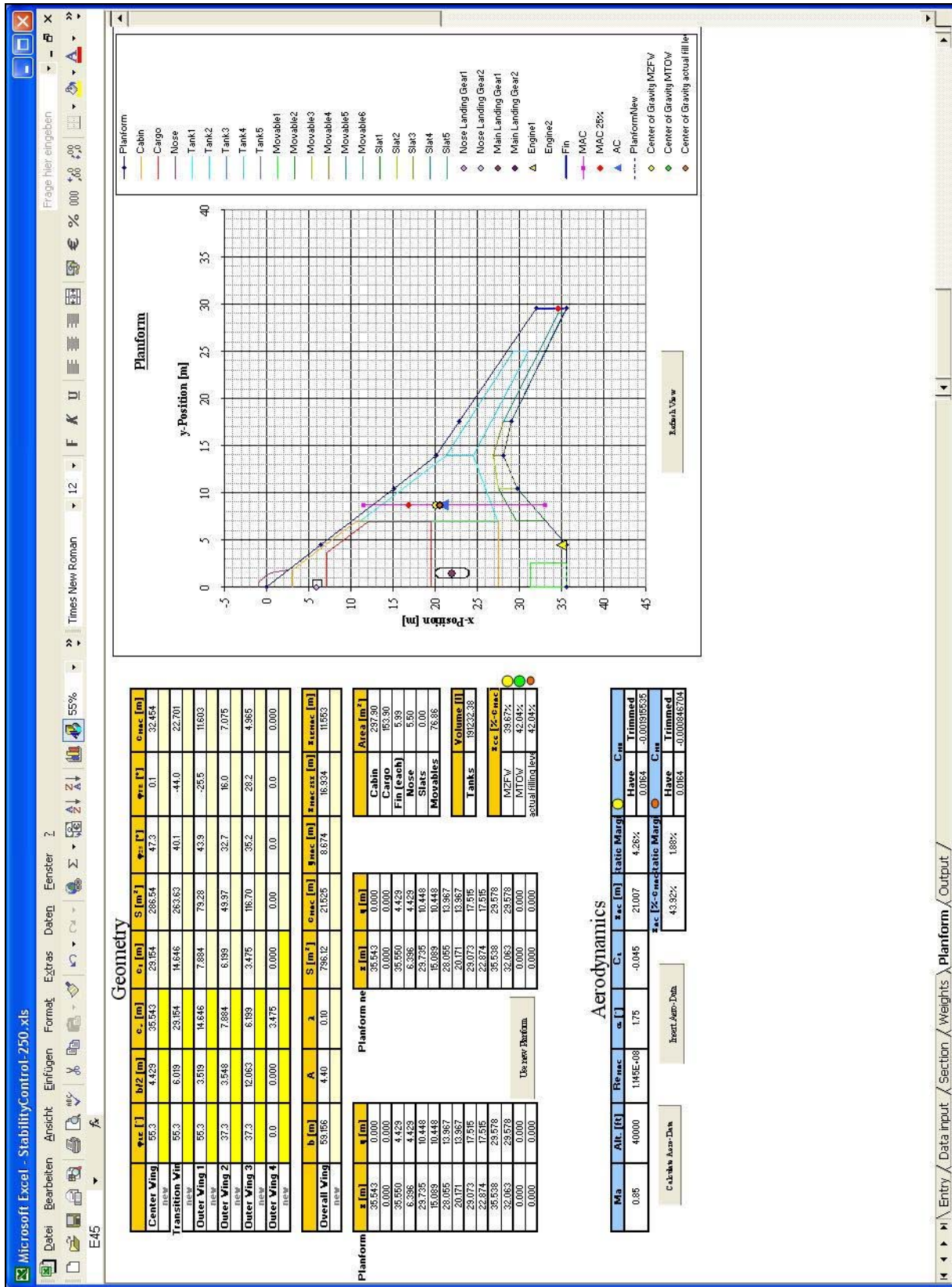


Bild B.18 Arbeitsblatt *Planform 250*-Sitzer

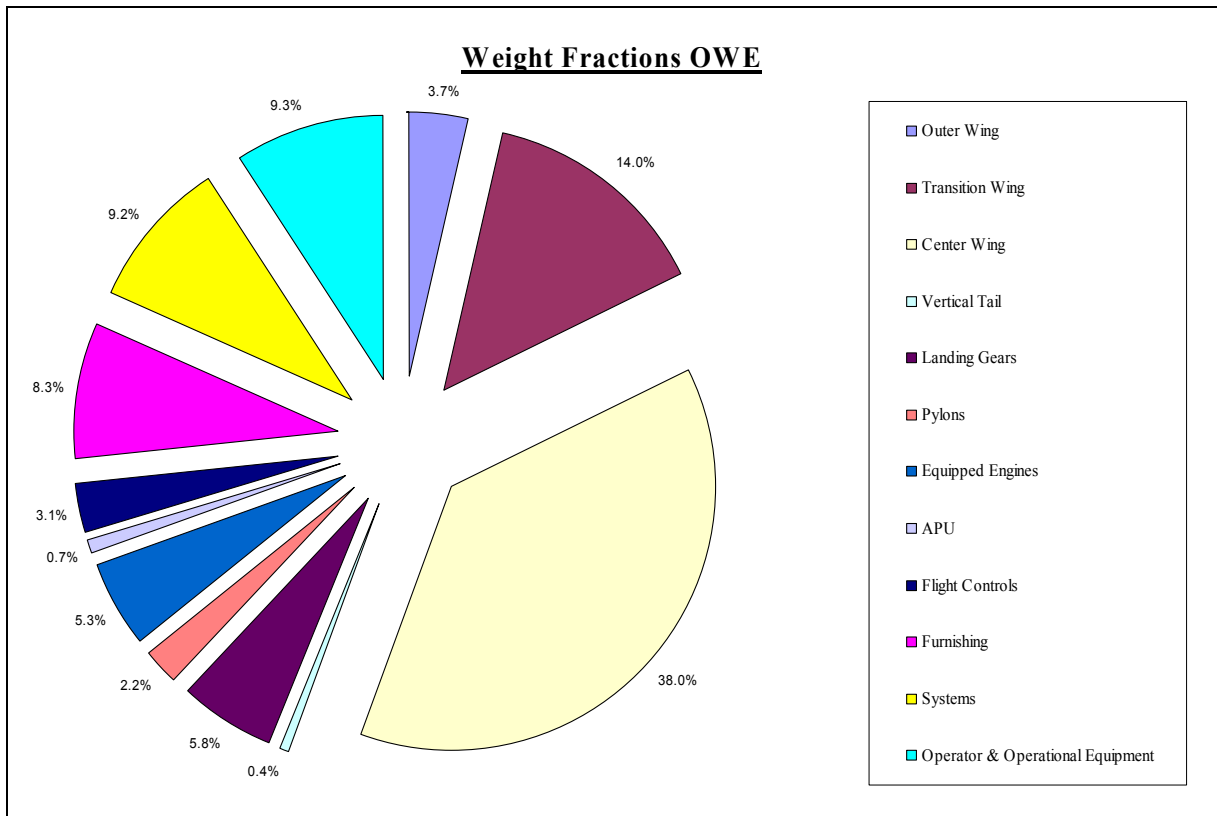


Bild B.19 Massenaufteilung bezogen auf OWE 250-Sitzer

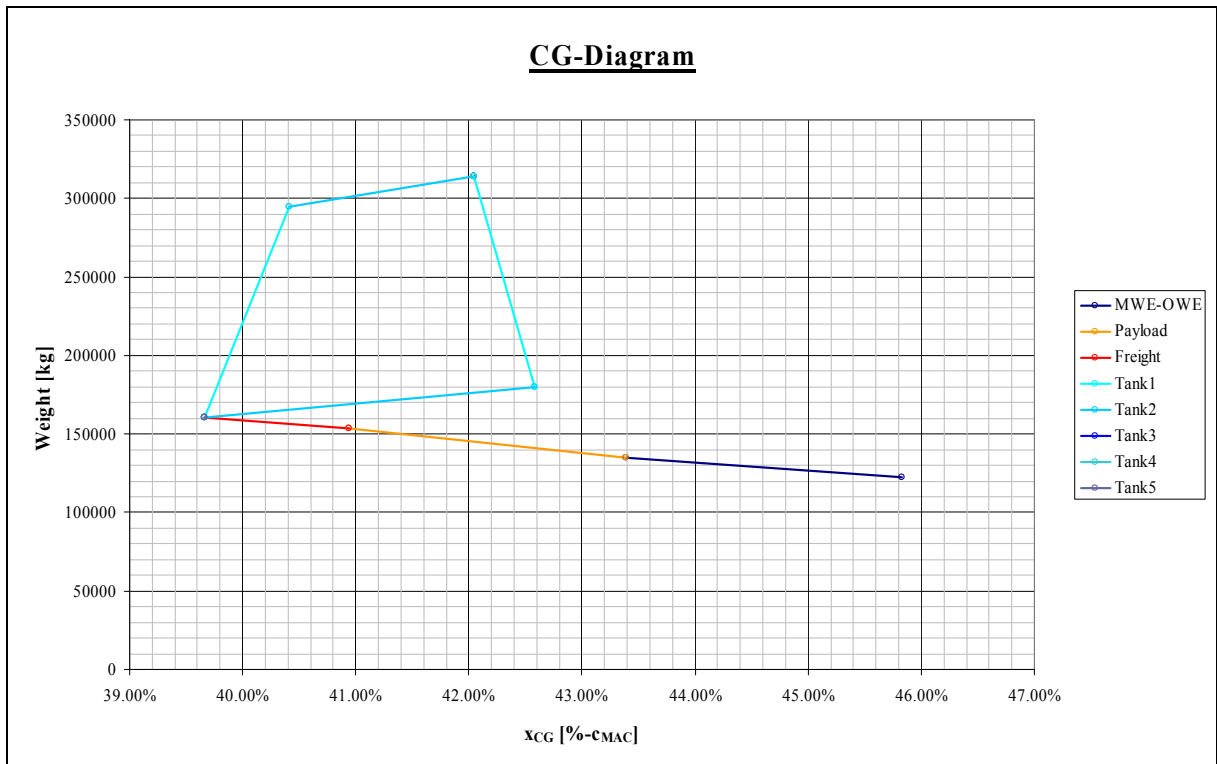


Bild B.20 CG-Diagram 250-Sitzer

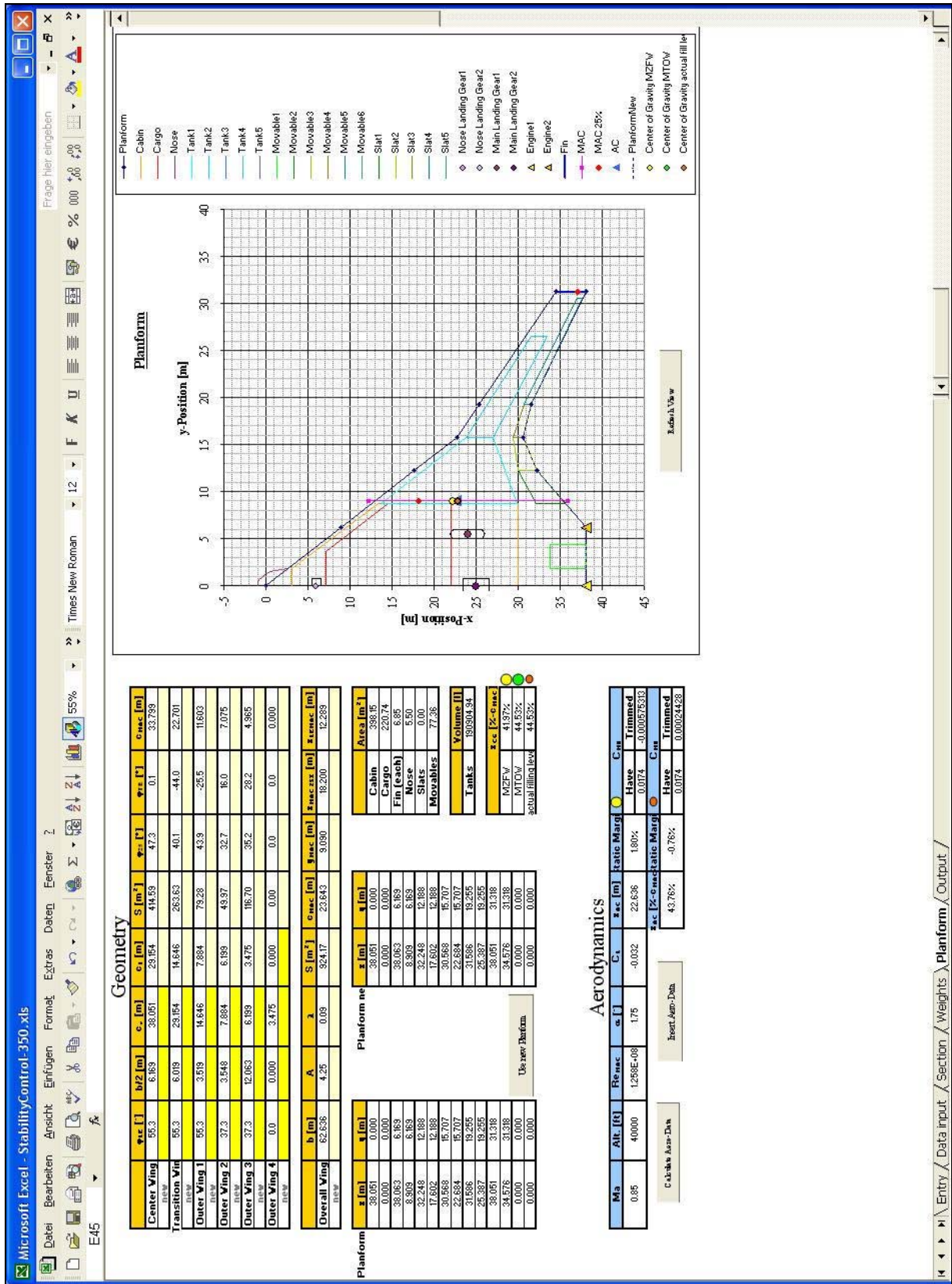


Bild B.22 Arbeitsblatt *Planform* 350-Sitzer

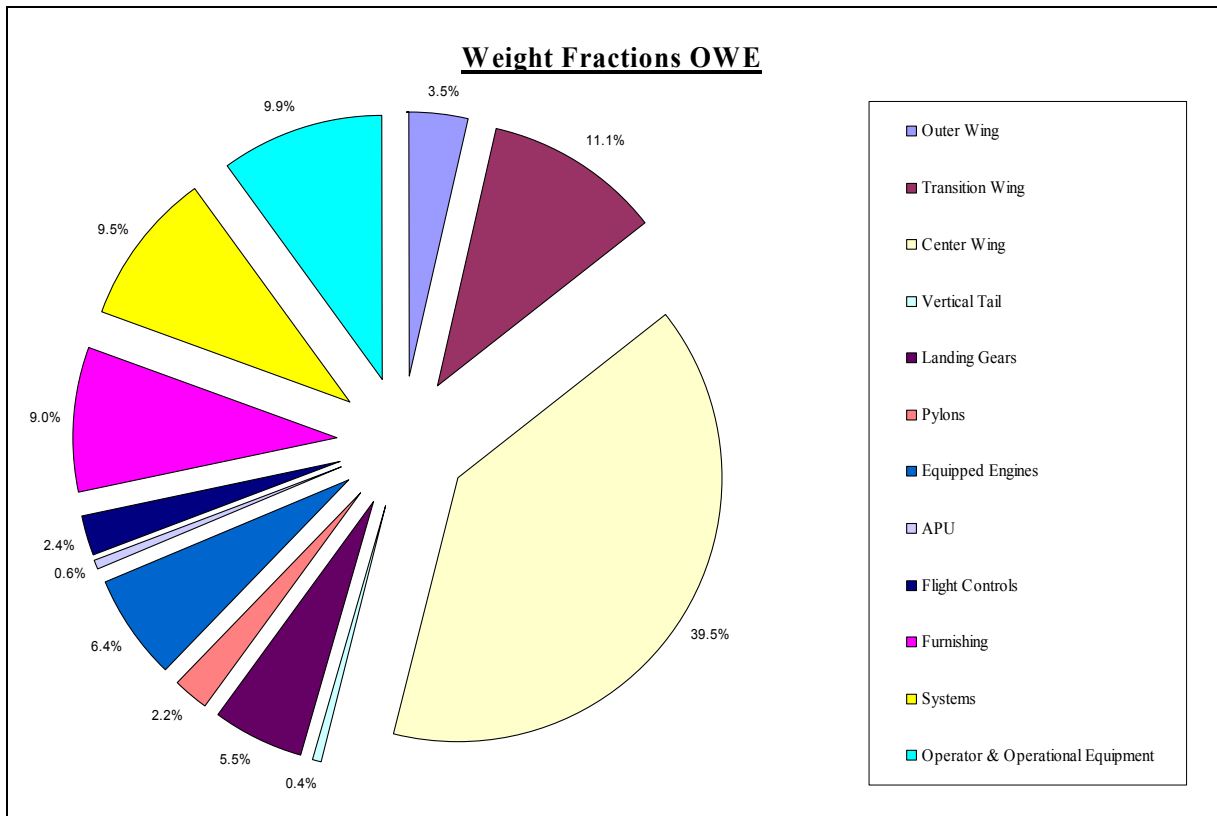


Bild B.23 Massenaufteilung bezogen auf OWE 350-Sitzer

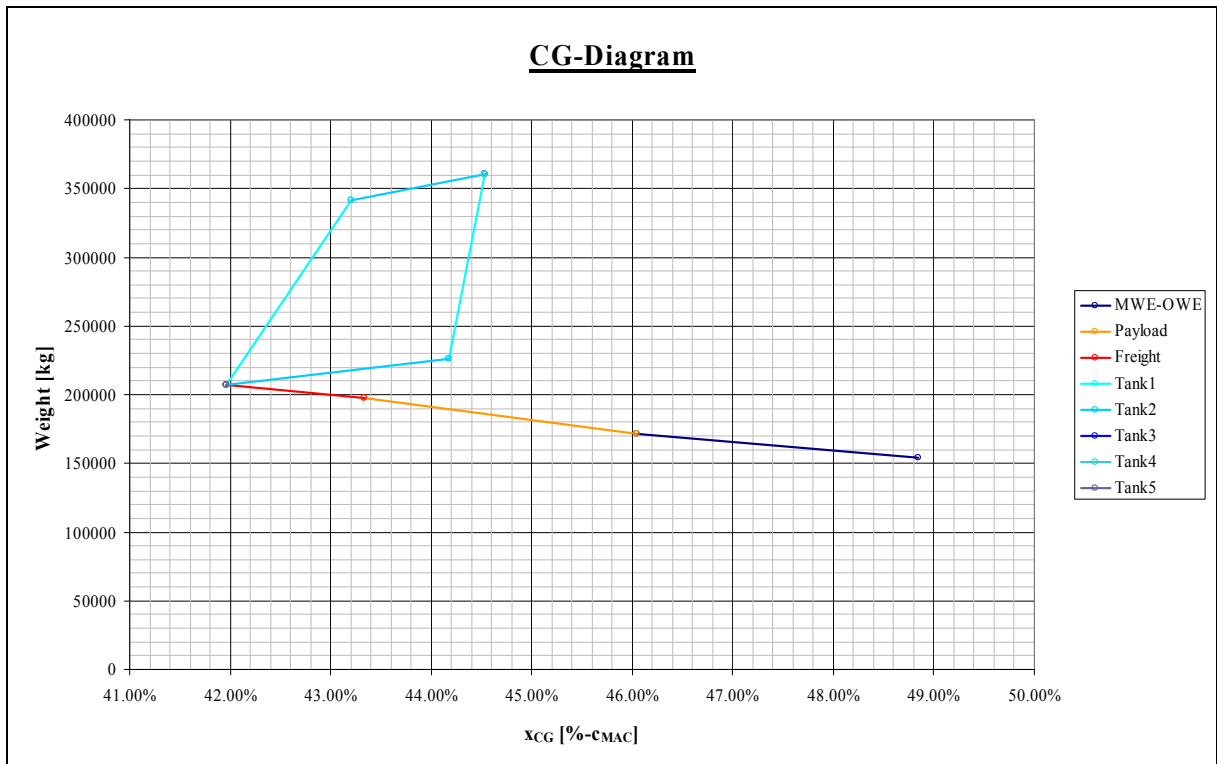


Bild B.24 CG-Diagram 350-Sitzer

Microsoft Excel - StabilityControl-450.xls

Frage hier eingeben

12 Times New Roman 55%

Y48

Payload

	Width [m]	Fwd Limit [m]	Height [°]	Floor Height [m]	Movest
inner	3.5	7.2	0.7	24.5	2
Outer	10.46	17			
inner	1.8	32.5	50	0.3	double
Outer	10.46	Max		450	6
					single

Nose

	Width [m]	Offset [m]	Upper Height [m]	Lower Height [m]	Height Center Line [m]
Nose	1.8	1	2	15	-0.25

Fin

	y-Position [m]	Lever [m]	Coefficient	Aspect Ratio	Taper Ratio	q _{ref} []
Fin	33.067	20.5	0.0045		0.408	

Engines

	y-Position [m]	x-Position [m]	z-Position [m]
Engine1	4.43	40.56	
Engine2			
APU			

Weights

	Aimed MTOW [kg]	message [kg]
	410394	
	message [kg] I/E-O/E	
	message [kg] I/E-O/E	

Landing gear

	y-Position [m]	z-Position [m]	Diameter [m]	Width [m]	Length [m]	Angle x [°]	Angle y [°]
Main Gear1	7	26.5	-1	1	15		90
Main Gear2	15	27.5	-1	1	15		
Nose Gear1	6	-1	1	15			
Nose Gear2							

Movables LE

	Span [m]	Chord [m]	Chord [°]
Slat1			
Slat2			
Slat3			
Slat4			
Slat5			

Tanks

	Span [m]	Fwd Limit [m]	Chord [°]	Fwd Limit [m]	Fill level [°]
Tank1	10.46	9	40		100
Tank2	17.447	15	40		100
Tank3	28	15	40		
Tank4					
Tank5					

Movables TE

	Span [m]	Chord [m]	Chord [°]
Movable1	0	4.2	
Movable2	2.5	4.2	15
Movable3	13.328	13.328	15
Movable4	17.447	17.447	15
Movable5	20.884	20.884	15
Movable6	32		

Restore Data

See Data

Entry Data input Section Weights Planform Output

Bild B.25 Arbeitsblatt Data Input 450-Sitzer

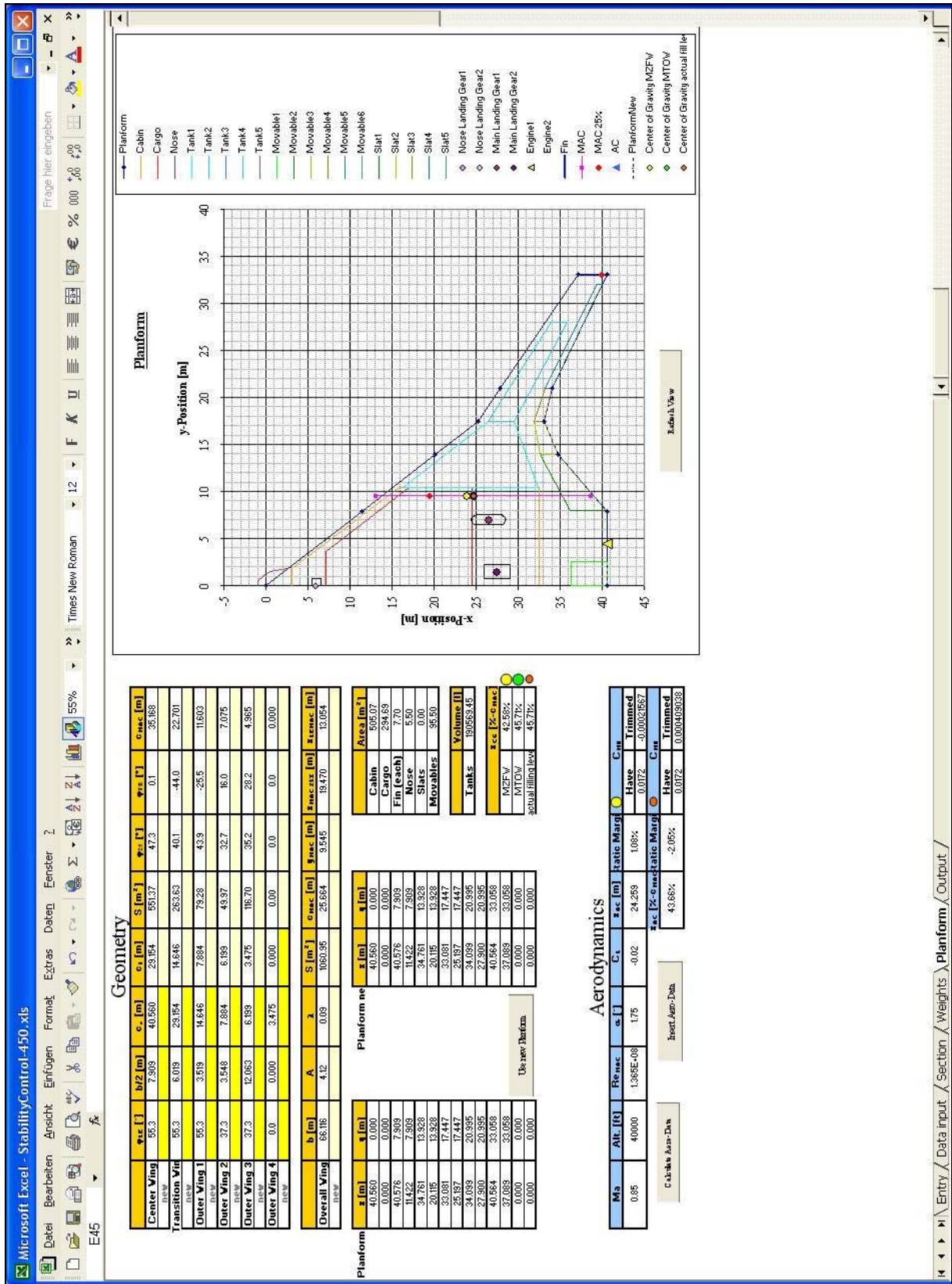


Bild B.26 Arbeitsblatt *Planform* 450-Sitzer

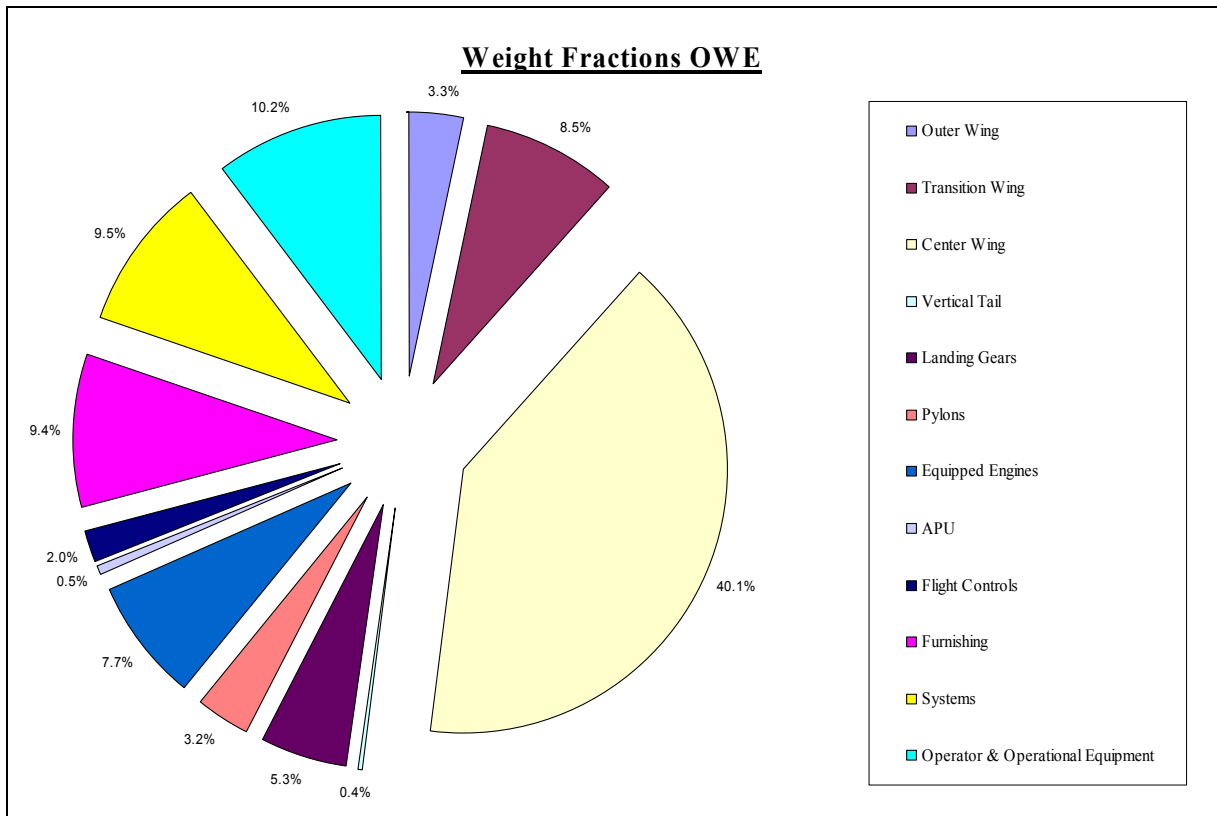


Bild B.27 Massenaufteilung bezogen auf OWE 450-Sitzer

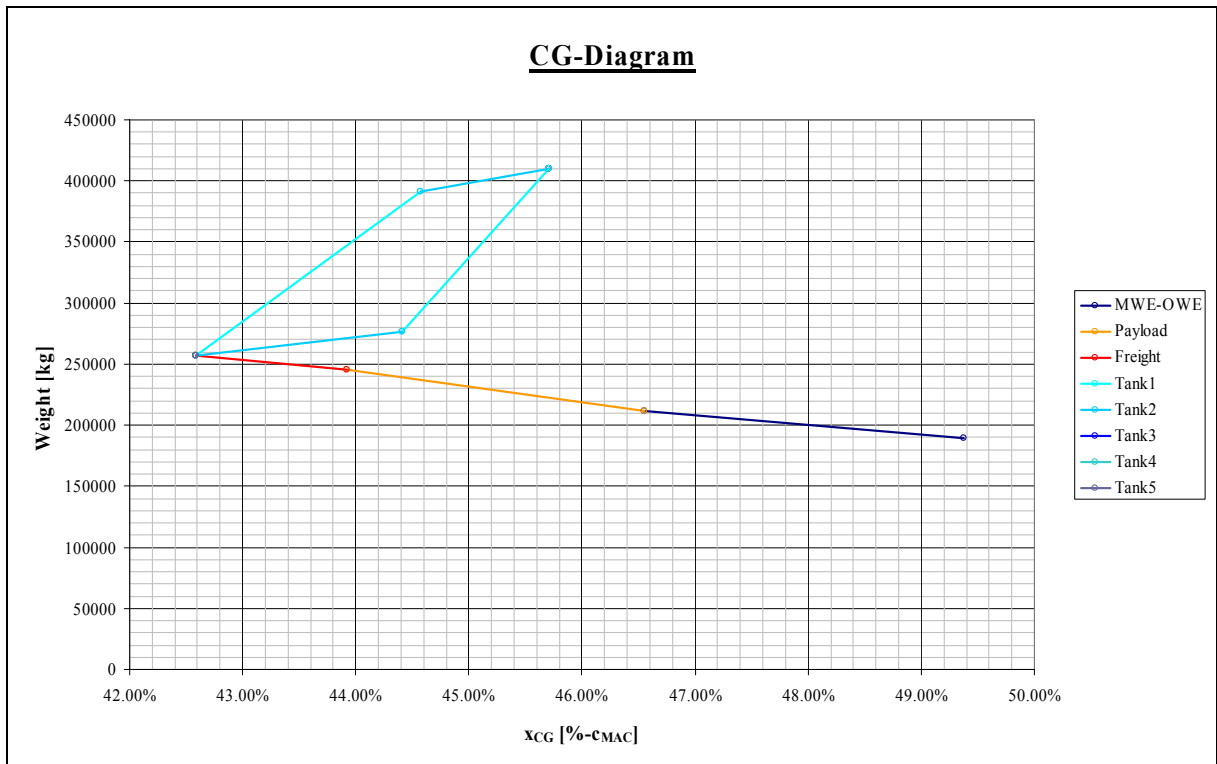


Bild B.28 CG-Diagram 450-Sitzer

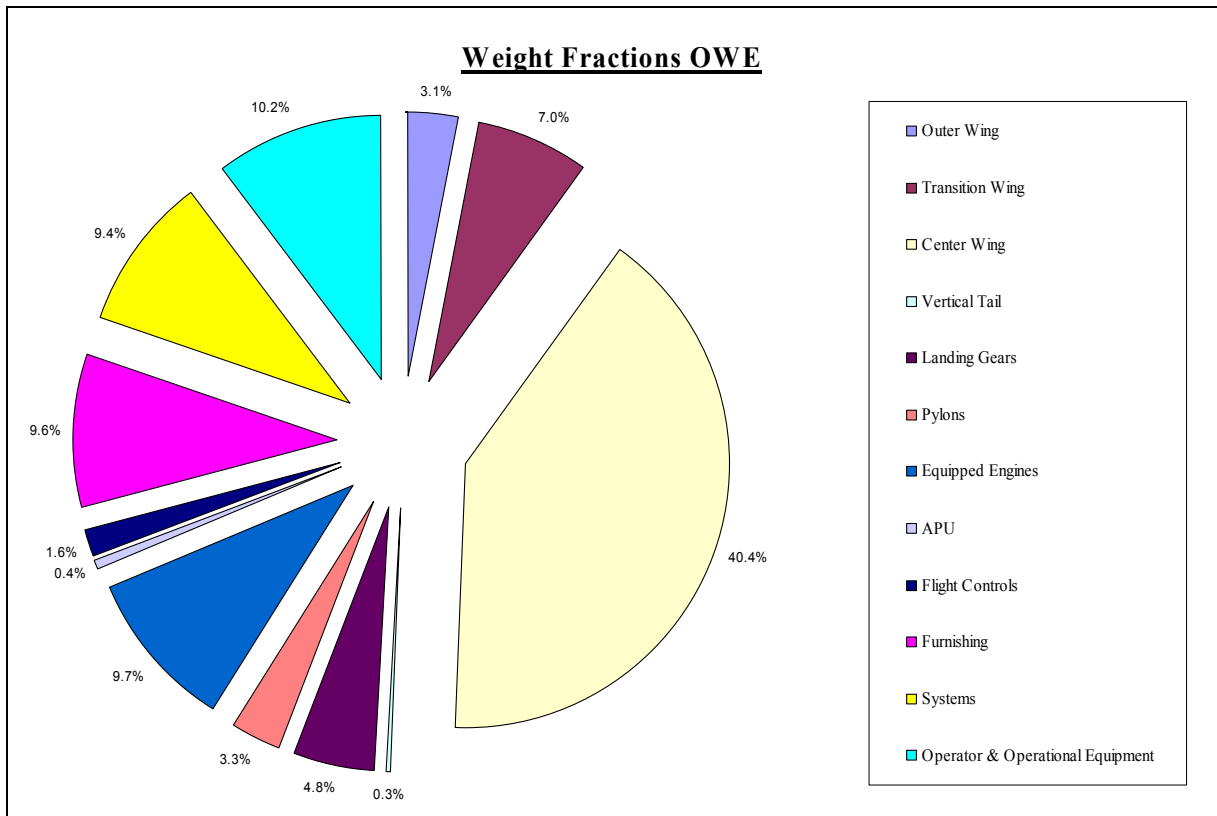


Bild B.31 Massenaufteilung bezogen auf OWE 550-Sitzer

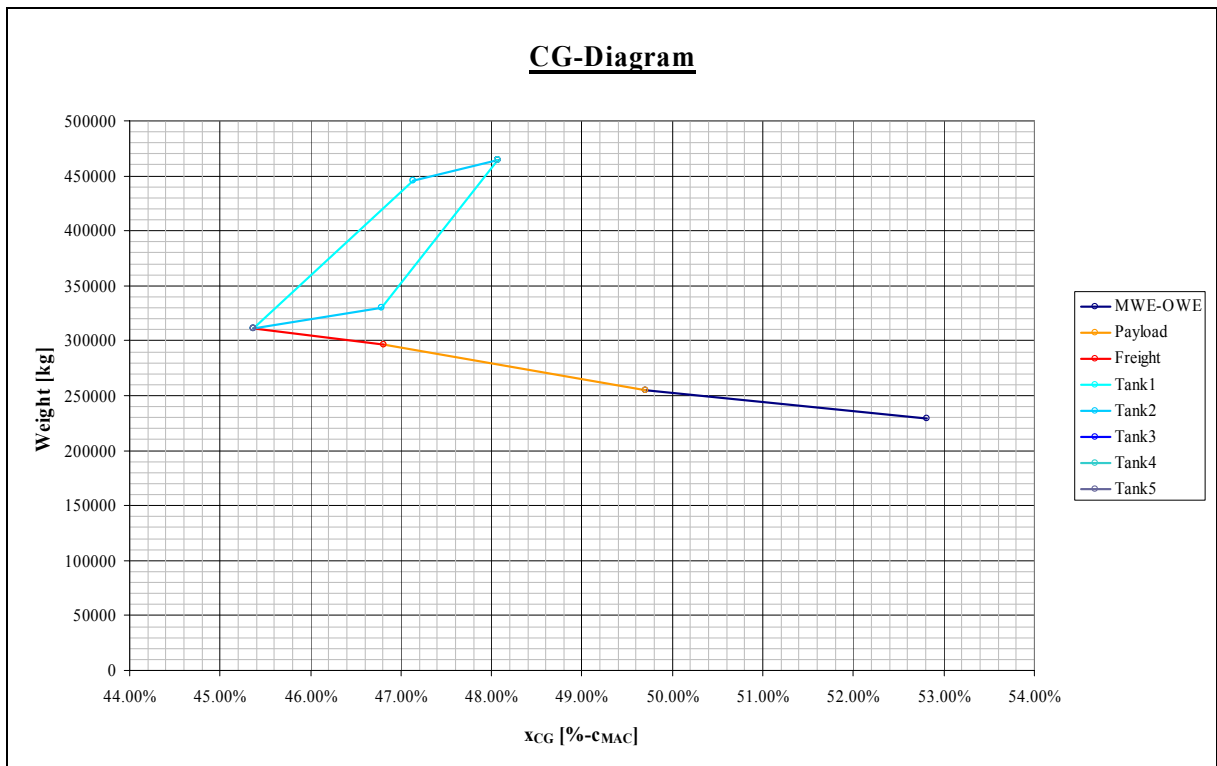


Bild B.32 CG-Diagram 550-Sitzer