

# INTERAKTIVE PARAMETERVARIATION ZUR EINSTELLUNG EINES GEEIGNETEN STABILITÄTSMAßES FÜR BWB-FLUGZEUGKONFIGURATIONEN

F. Bansa

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

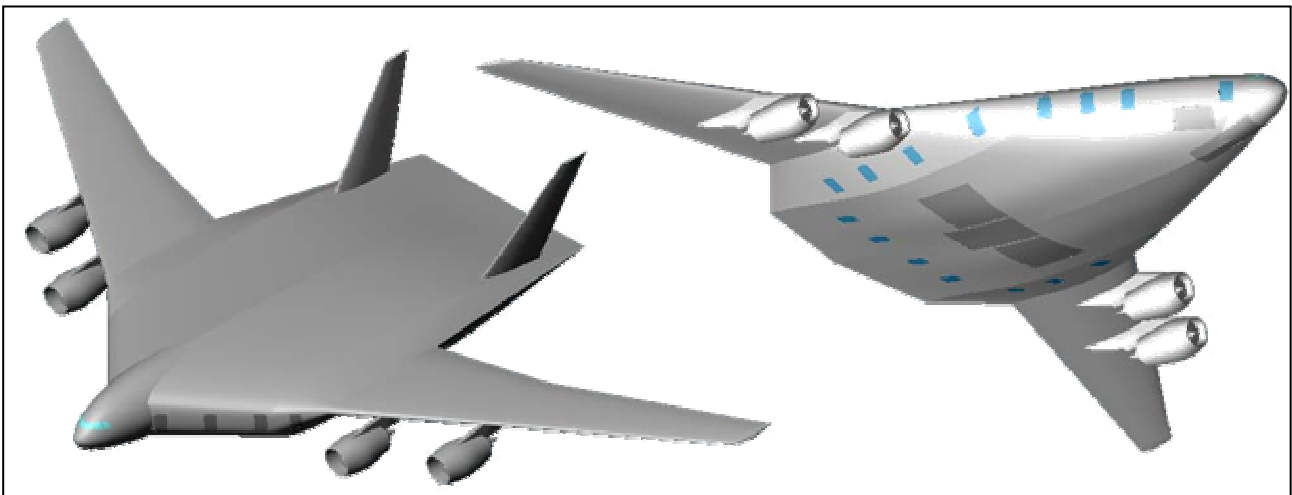


BILD 1. Unterschiedliche BWB-Konfigurationen

## 1. 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.

Untersuchungsgegenstand ist die 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 zu Grunde liegenden Arbeit [1] 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.

## 2. EINLEITUNG

Das ständig ansteigende Luftverkehrsaufkommen, das auch in den kommenden Jahrzehnten noch zunehmen wird, 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 [2]. Dem kann nur durch effizientere d.h. wirtschaftlichere Flugzeuge entgegen gewirkt werden.

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 beinhaltenden 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.

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.

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 einer 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 der Untersuchung 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.

### 3. 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 spätern Phase des VELA-Projektes erfolgen, sobald ihre Eigenschaften hinreichend analysiert worden sind.

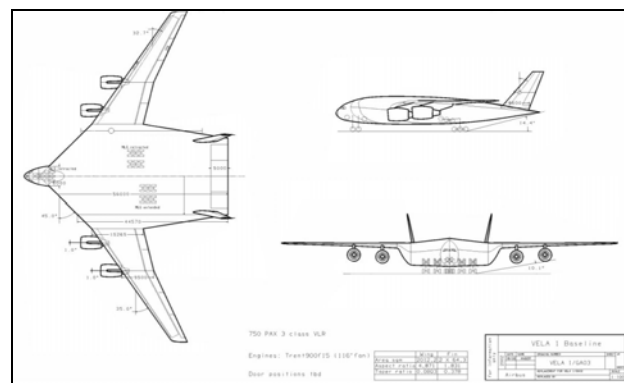


BILD 2. Basiskonfiguration VELA1

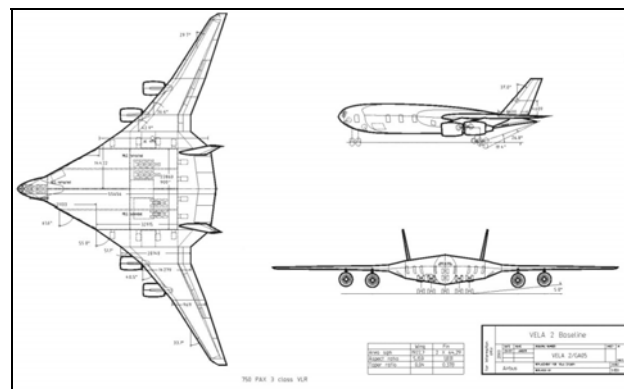


BILD 3. Basiskonfiguration VELA2

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.

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.

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. Beide Konfigurationen besitzen ein Doppelseitenleitwerk sowie jeweils vier Hauptfahrwerksbeine und zwei Fahrwerksbeine für das Bugfahrwerk. Die Spurweite des Hauptfahrwerks soll unter 16m liegen. Bild 4 zeigt die Fahrwerksauslegung am Beispiel von VELA2.

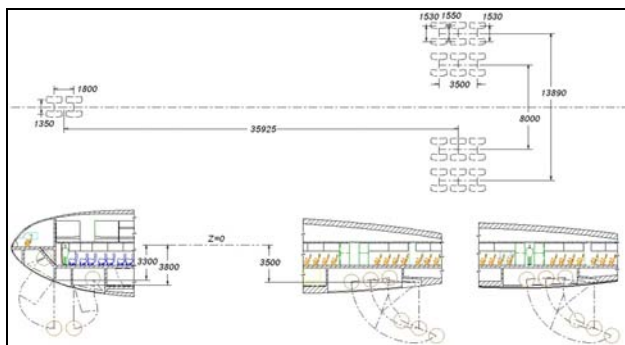


BILD 4. Fahrwerksauslegung am Beispiel VELA2

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.

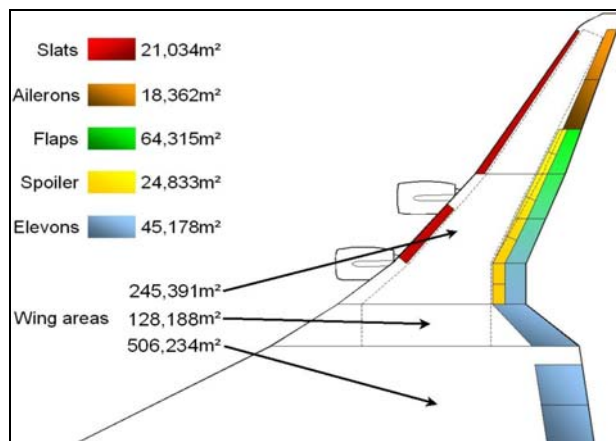


BILD 5. Anordnung der Movable am Beispiel VELA2

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 Flügel tanks untergebracht. Die Anordnung der Tanks ist in Bild 6 am Beispiel der Konfiguration VELA2 dargestellt.

Weitere Informationen zu den Basiskonfigurationen enthalten [3] und [4].

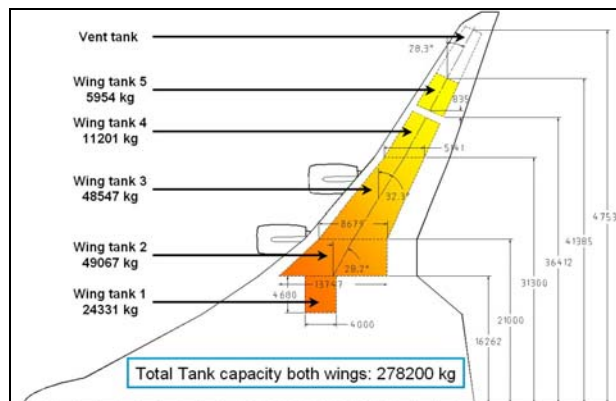


BILD 6. Anordnung der Tanks am Beispiel VELA2

#### 4. PARAMETRISIERUNG DER KONFIGURATION

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.

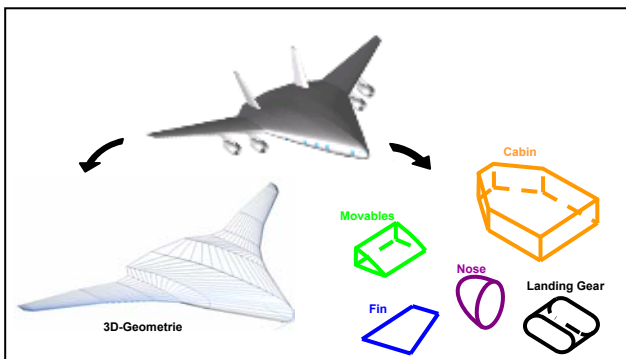


BILD 7. Idealisierung der Konfiguration

#### 4.1. Grundrissgeometrie

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.

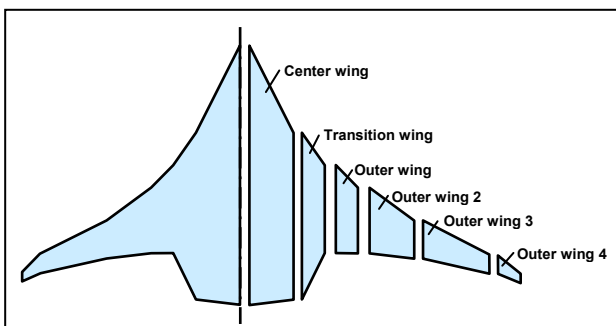


BILD 8. Aufteilung der Grundrissgeometrie

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
- $\varphi_{LE}$  Pfeilwinkel der Vorderkante

Über ihre Parameter kann die vorliegende Grundrissgeometrie durch den Benutzer modifiziert werden. 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.

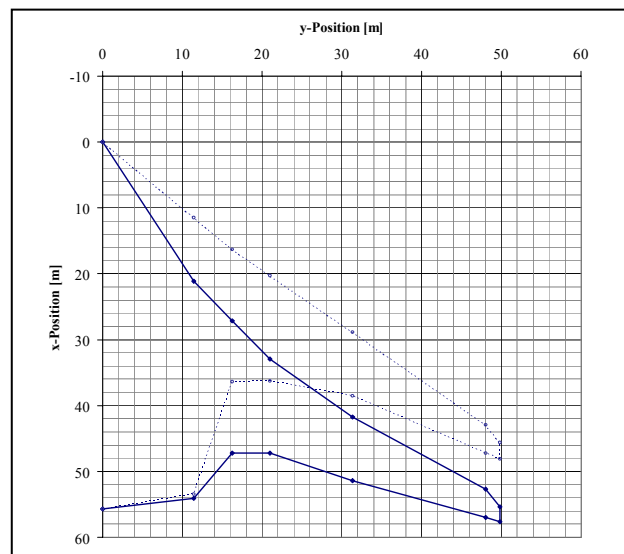


BILD 9. Variation der Grundrissgeometrie

#### 4.2. 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.

#### 4.3. 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.

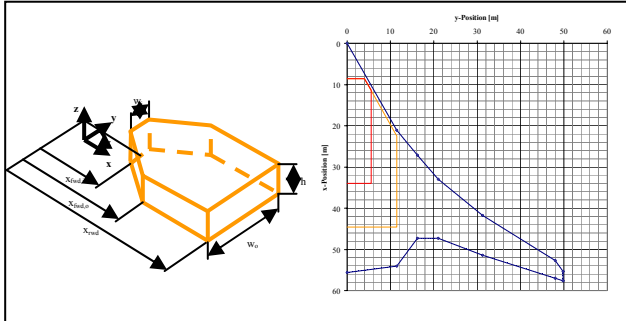


BILD 10. Kabinen- und Frachraumgeometrie

#### 4.4. 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.

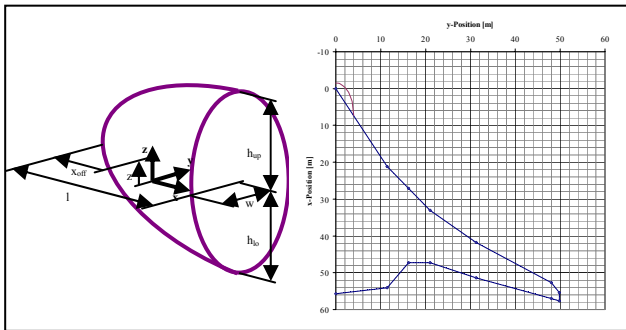


BILD 11. Nasengeometrie

#### 4.5. 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.

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.

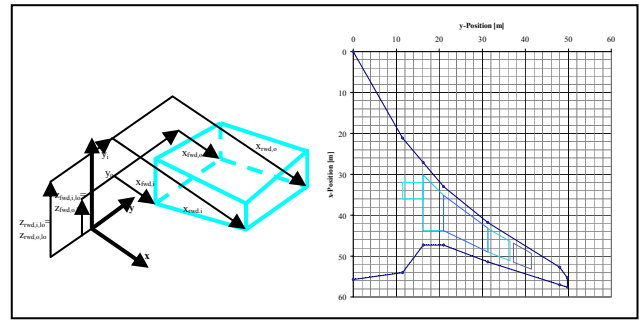


BILD 12. Tankgeometrie

#### 4.6. Movables

Mit Movables werden alle beweglichen Elemente an der Hinterkante bzw. der Vorderkante des Flügels der Konfiguration bezeichnet. Es kann sich hierbei also sowohl um Hochauftriebsklappen als auch um Quer- und Höhenrudder oder Spoiler bzw. Slats 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 spannweiten Positionen herangezogen. Neue Punkte müssen also lediglich eingeführt werden, um die Geometrie des Movables in Richtung der Vorderkante bzw. der Hinterkante des Flügels zu begrenzen. Die BWB-Konfiguration kann maximal mit sechs Movables an der Hinterkante und fünf Movables an der Vorderkante einer Halbspannweite versehen werden. Es ist also möglich, die Hinterkante der Konfiguration über die gesamte Spannweite mit Movables auszustatten. Die Anzahl der Movables an der Vorderkante ist mit fünf 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.

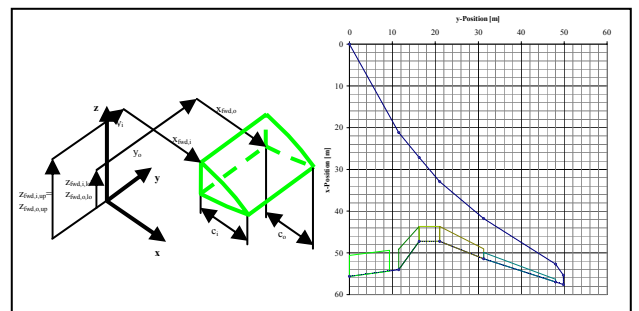


BILD 13. Geometrie der Movables

#### 4.7. 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.

Die Hauptfahrwerksbeine sollen um zwei Achsen gedreht werden können, um sie besser in die äußere Geometrie der BWB-Konfiguration einzupassen. Die Drehungen sollen zum einen um die y-Achse des Bezugskordinatensystems, 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 Drehungen des Fahrwerks um die beiden Achsen nicht kommutativ, so dass eine festgelegte Reihenfolge der Drehungen eingehalten werden müsste. Die Geometrie des Hauptfahrwerks wird im lokalen, fahrwerksfesten Koordinatensystem mit den Achsen  $x'$ ,  $y'$  und  $z'$  definiert.

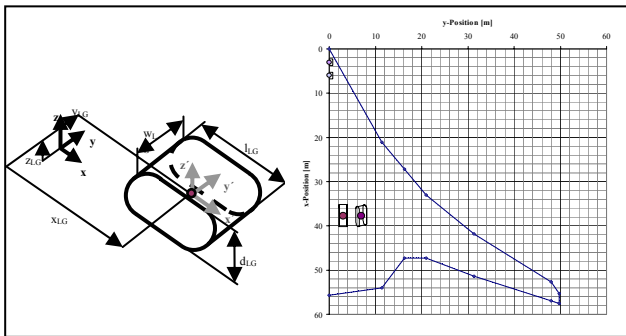


BILD 14. Fahrwerksgeometrie

#### 4.8. 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.

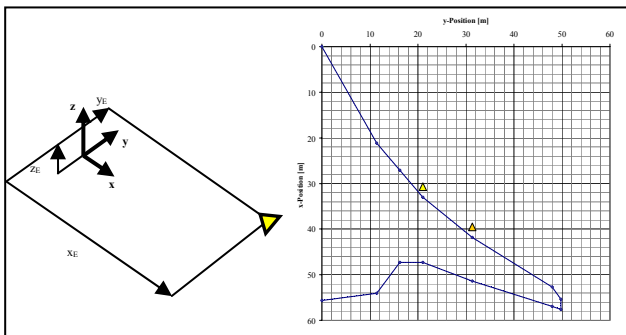


BILD 15. Triebwerksgeometrie

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

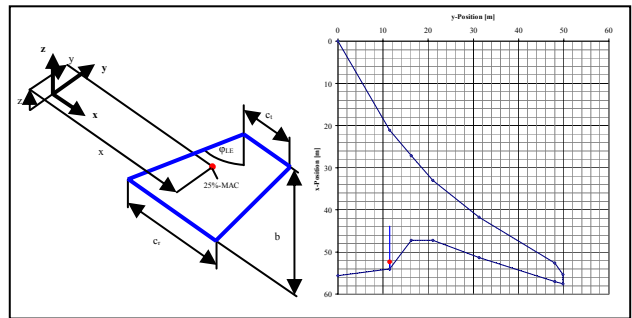


BILD 16. Seitenleitwerksgeometrie

#### 4.10. Einpassung der elementaren Bauteile

Über die definierten Parameter ist es möglich, die elementaren Bauteile der BWB-Konfiguration in ihre umhüllende Geometrie einzupassen. Das Verfahren 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% gewählt 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.

### 5. MASSEN UND SCHWERPUNKTE

Die elementaren Bauteile der BWB-Konfiguration aus Kapitel 4 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 4 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. Die Tankgeometrie wird als einziges Bauteil der BWB-Konfiguration später noch zusätzlich mit einer Volumenlast belegt, die den Tankinhalt repräsentiert.

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.

Obwohl die Massen der einzelnen Komponenten fast ausschließlich über ihre Grundflächen ermittelt werden, besteht dennoch eine Abhängigkeit von der 3D-Geometrie der Konfiguration. 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.

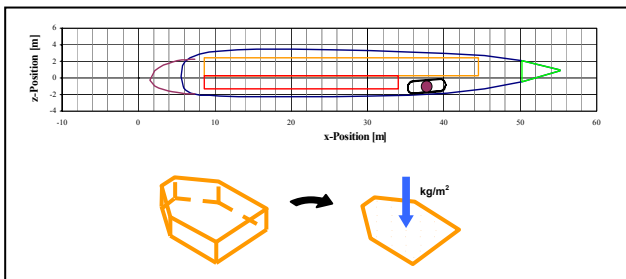


BILD 17. Abhängigkeit der Flächenbelastung von der 3D-Geometrie

## 5.2. Schwerpunktslagen

Den Komponenten der Massenaufteilung muss nun jeweils eine Schwerpunktslage zugeordnet werden. Mit Kenntnis der Masse und des Schwerpunkts aller Bauteile der BWB-Konfiguration lässt sich dann anschließend der Gesamtschwerpunkt der Konfiguration bestimmen. Die Schwerpunkte der Triebwerke, des Bug- und des Hauptfahrwerkes sind durch ihre Einbauposition vorgegeben. Die Schwerpunkte aller anderen Komponenten müssen über ihre Flächenschwerpunkte oder über für sie charakteristische Längen bestimmt werden. 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 folgender Gleichung:

$$(1) \quad x_{CG} = \frac{\sum m_n \cdot x_n}{\sum m_n}$$

Offt ist es nützlich neben der absoluten Koordinate des Schwerpunkts auch seine relative Lage auf der mittleren aerodynamischen Flügeltiefe zu kennen. Es gilt:

$$(2) \quad \overline{x}_{CG} = \frac{x_{CG} - x_{LEMAC}}{c_{MAC,W}}$$

Die jeweiligen Schwerpunktlagen werden bezogen auf die mittlere aerodynamische Flügeltiefe in einem CG-Diagramm dargestellt. Das Diagramm zeigt die Schwerpunktswanderung 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 berücksichtigt.

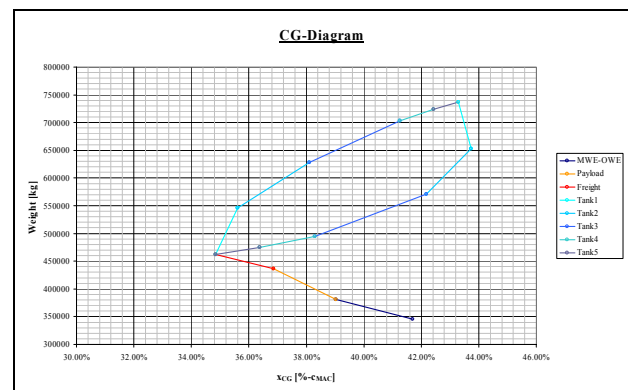


BILD 18. CG-Diagramm

## 6. NEUTRALPUNKTBESTIMMUNG

Für das Verfahren werden sowohl der geometrische als auch der aerodynamische Neutralpunkt bestimmt. Zusätzlich wird der aktuelle Nullmomentenbeiwert 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 Programm *Wingchar*, das in das Verfahren eingebunden ist. *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.

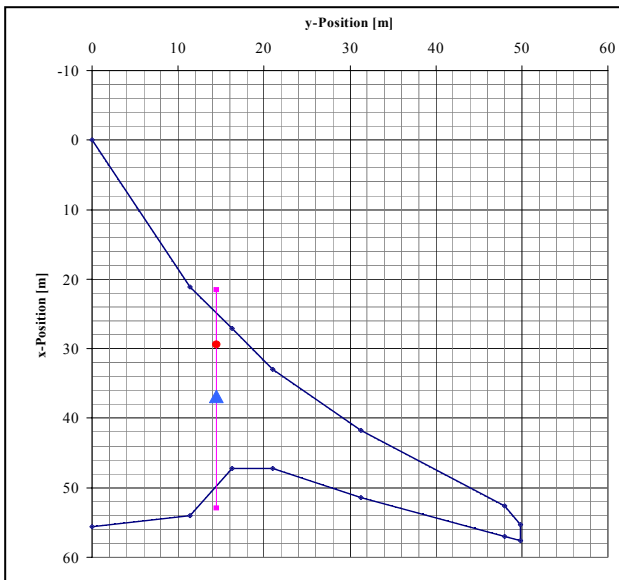


BILD 19. Neutralpunkte der Konfiguration

Weiterhin ist die Tragflügeltheorie von Vorteil, da hierfür ein numerisches Verfahren nach [5] vorliegt, mit dem die Berechnung der Zirkulationsverteilung vorgenommen werden kann. Durch Korrekturfaktoren nach der Prandtl-Glauert'schen Regel liefert *Wingchar* auch Ergebnisse für kompressible Strömungen. Für die Berechnung müssen die Machzahl, die Flughöhe und der Anstellwinkel angegeben werden.

## 7. ERGEBNISSE DES VERFAHRENS

Das im Rahmen dieser Untersuchung erstellte Programm liefert sehr schnell Ergebnisse bezüglich des Stabilitätsmaßes also der Neutralpunktlage und der Schwerpunktlage einer BWB-Konfiguration. Weiterhin stellt das Verfahren 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 Angabe von wenigen Parametern sehr schnell angepasst werden.

Mit dem Programm 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.

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

## 8. PARAMETERSTUDIEN

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.

### 8.1. Variation des Pfeilwinkels 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.

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.

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

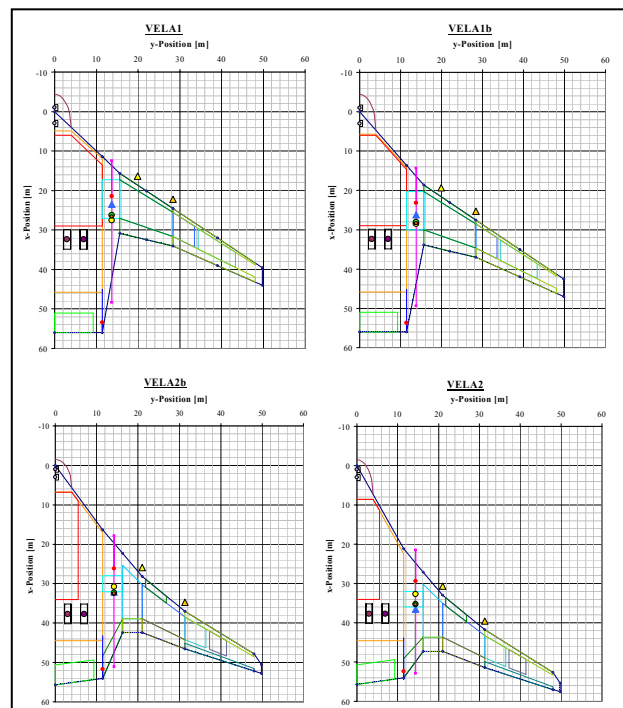


BILD 1. Betrachtete Grundrissgeometrien



Die erste der beiden neuen Konfigurationen VELA1b hat einen Wert von 50°. Sie ist in ihrer Grundrissgeometrie also recht ähnlich zu VELA1. Bei der zweiten neuen Konfiguration soll die Pfeilung der Vorderkante 55° betragen. Diese Konfiguration mit dem Namen VELA2b ähnelt entsprechend mehr VELA2.

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 1 aufgelistet.

	$\Phi_{LE,cw}$ [°]	$x_{CG}$ (MTOW) [m]	$x_{CG}$ (MZFW) [m]	$x_{AC}$ [m]	$C_{MAC}$ [m]
<b>VELA1</b>	45	26,563	27,533	23,468	35,897
<b>VELA1b</b>	50	28,287	28,472	26,243	34,995
<b>VELA2b</b>	55	32,447	30,783	32,140	33,162
<b>VELA2</b>	61,6	35,354	32,694	36,557	31,369

TAB 1. Geometrieparameter VELA

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 55° liegen alle betrachteten Schwerpunkte vor dem Neutralpunkt, so dass sich ein positives Stabilitätsmaß einstellt. Bezüglich des Schwerpunktes bei MZFW liegt schon ab 52,5° positive Längsstabilität vor.

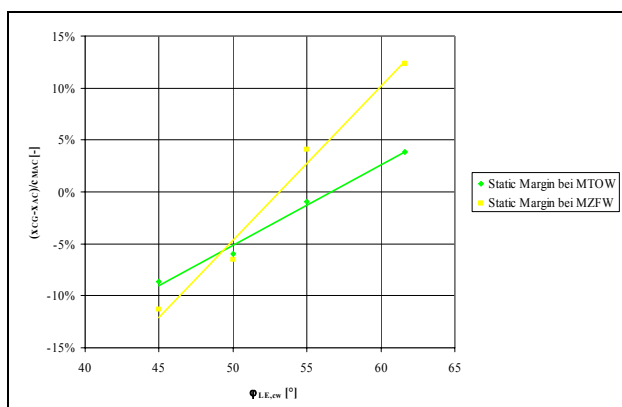


BILD 20. Stabilitätsmaß bei MTOW und MZFW

## 8.2. Variation der Breite des Innenflügels

Bei Boeing befasst man sich ebenfalls mit dem Entwurf von Flugzeugen in der BWB-Konfiguration. Es wurde ein Familienkonzept [6] 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.

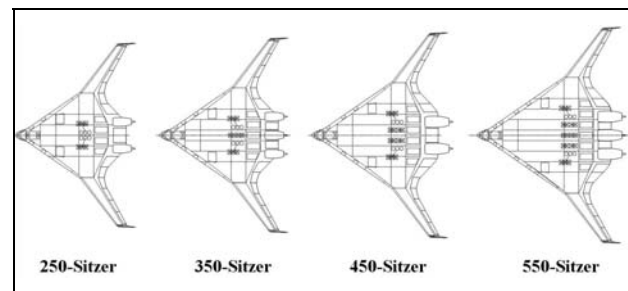


BILD 1. BWB-Familie von Boeing

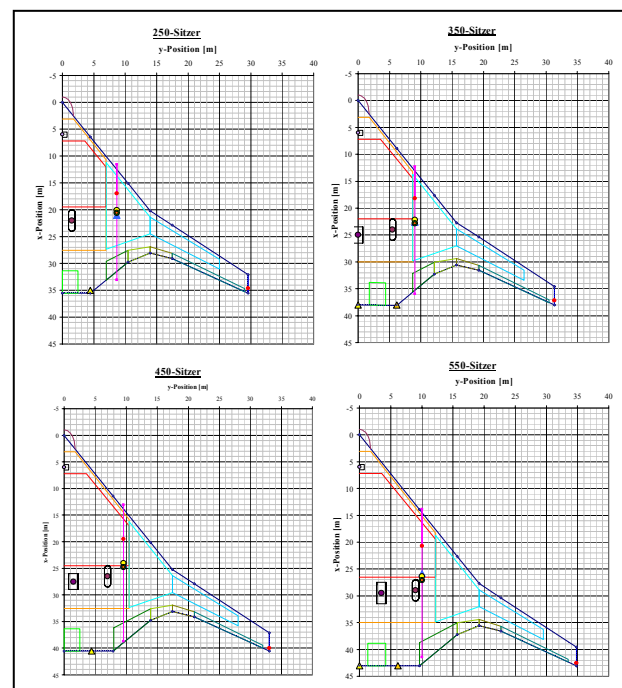


BILD 1. Betrachtete Grundrissgeometrien

Im Folgenden soll nun wieder das Stabilitätsmaß bei MTOW und bei MZFW diesmal jedoch in Abhängigkeit des Verhältnisses der Kabinenbreite zur Spannweite untersucht werden. Die hierbei relevanten geometrischen Parameter sind in Tabelle 2 aufgelistet.

	$w_c/b_w$ [-]	$x_{CG}$ (MTOW) [m]	$x_{CG}$ (MZFW) [m]	$x_{AC}$ [m]	$C_{MAC}$ [m]
<b>250-Sitzer</b>	0,2333	20,620	20,091	21,007	21,525
<b>350-Sitzer</b>	0,2784	22,816	22,211	22,636	23,643
<b>450-Sitzer</b>	0,3164	24,784	23,982	24,259	25,664
<b>550-Sitzer</b>	0,3506	27,112	26,368	25,872	27,613

TAB 2. Geometrieparameter Boeing

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.

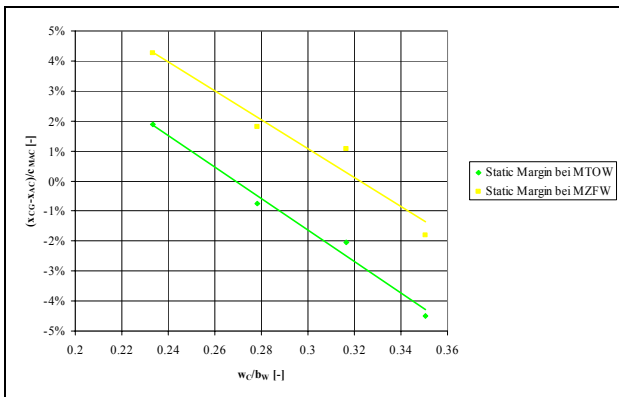


BILD 21. Stabilitätsmaß bei MTOW und MZFW

Dies führt dazu, dass sich für die betrachteten Grundrisse mit zunehmender Kabinenbreite das Stabilitätsmaß zu negativen Werten hin verschiebt. Bild 24 zeigt, dass bei MTOW ab einem ungefähren Wert von 0,29 negative Längsstabilität vorliegt. Bei MZFW ist dies etwa ab 0,34 der Fall.

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 Faserverbundbauweise vor, auf die sich die Gewichtsfunktionen in dem hier benutzten Verfahren nicht anwenden lassen.

## 9. ZUSAMMENFASSUNG

Diese Untersuchung beschreibt die Entwicklung eines Verfahrens, 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 einem auf *Microsoft Excel* basierenden Programm 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.

## 10. DANKSAGUNG

Dieses Manuskript zum Vortrag basiert auf einer Diplomarbeit der Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg (HAW Hamburg), Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau. Die Arbeit wurde durchgeführt bei der Airbus Deutschland GmbH.

An dieser Stelle möchte ich mich nochmals bei meinem industriellen Betreuer Herrn Dipl.-Ing Joachim Loerke für die sehr gute Betreuung im Betrieb sowie bei meinem Professor Herrn Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz für die Betreuung seitens der Hochschule bedanken.

- [1] BANSÄ, Florian: *Interaktive Parametervariation zur Einstellung eines geeigneten Stabilitätsmaßes für BWB-Flugzeugkonfigurationen*. Hamburg, Hochschule für Angewandte Wissenschaften, Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Diplomarbeit, 2004
- [2] ARGÜELLES, 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*. Luxembourg: European Communities, 2001
- [3] LINGNAU, Rafael: *Firmenschrift: VELA1, Aircraft Description*. Hamburg: Airbus Deutschland GmbH (Issue 01, ETXG-197-02), 2002
- [4] LINGNAU, Rafael: *Firmenschrift: VELA2, Aircraft Description*. Hamburg: Airbus Deutschland GmbH (Issue 01, RP0305582\_v1), 2002
- [5] SCHLICHTING, Hermann; TRUCKENBRODT, Erich A.: *Aerodynamik des Flugzeuges*. Bd. 2: *Aerodynamik des Tragflügels (Teill), des Rumpfes, der Flügel-Rumpf-Anordnung und der Leitwerke*. Berlin: Springer, 1959
- [6] ANGER, André: *Firmenschrift: Boeing BWB Competition, Status April 2004*. Hamburg: Airbus Deutschland GmbH, 2004