



Das Boxwing-Flugzeug

Ein Boxwing-Flugzeug besitzt anstelle eines einzigen Flügels zwei horizontal und vertikal versetzte Flügel, die an den Flügelspitzen durch verlängerte Winglets miteinander verbunden sind. Das Flugzeug hat einen geringeren Widerstand als heutige Passagierflugzeuge und kann so zur Reduzierung des Kraftstoffverbrauchs und damit auch zu einer Reduzierung der CO₂-Emissionen beitragen. Außerdem hat das Flugzeug das Potenzial, sehr effektiv am Boden abgefertigt zu werden. Der Entwurf eines Boxwing-Flugzeugs soll hier beschrieben werden.

Entwicklung des Luftverkehrs

Noch nie zuvor ist es so vielen Menschen möglich gewesen zu fliegen. Zu dieser Entwicklung trugen vor allem immer weiter *gesunkene Ticketpreise* bei. Niedrigere Preise waren zum einen dadurch möglich, dass neue Technologien die Flugzeuge immer effizienter und somit kraftstoff- und kostensparender werden ließen. Man denke dabei vor allem an sparsamere Triebwerke, an leichtere Werkstoffe wie Kohlefaserverbundwerkstoffe, oder aber an die zunehmende Verwendung von Winglets. Zum anderen ist diese Entwicklung aber auch ein Ergebnis neuer Geschäftsmodelle einiger Airlines, die durch Effizienzsteigerung und auf Kosten des Passagierkomforts ihre Ausgaben minimieren, dafür aber auch die Ticketpreise senken.

Gemäß einer Studie von Airbus, dem Airbus Global Market Forecast GMF, soll die Anzahl der Passagierkilometer pro Jahr weiterhin um 4,8% steigen. In 20 Jahren würde danach 2,5mal so viel geflogen werden wie heute. Bei diesem *Zuwachs im Luftverkehr* besteht die Gefahr, dass sowohl die Kapazität der Luftstraßen als auch die der Flughäfen überschritten wird. Weiterhin ist damit zu rechnen, dass aufgrund der steigenden Nachfrage und des sinkenden Angebotes Kerosin nicht mehr zu moderaten Preisen zur Verfügung stehen wird.

Entwicklungsziele für einen sparsamen und umweltfreundlichen Luftverkehr

Für die Zukunft wird es also noch wichtiger den Lufttransport ressourcen- und somit auch umweltschonend zu gestalten. Der Beirat für Luftfahrtforschung in Europa (Advisory Council for Aeronautics Research in Europe, ACARE) hat hierzu in seiner im Jahr 2001 veröffentlichten Vision 2020 hohe Ziele gesteckt. Bis 2020 sollen die CO₂-Emissionen halbiert werden, bezogen auf den Stand der Technik im Jahr 2000 [1]. In der neueren Veröffentlichung Flightpath 2050 [2] aus dem Jahr 2011 wird bis 2050 sogar eine 75-prozentige Reduzierung der CO₂-Emissionen und somit des Kraftstoffverbrauchs gefordert, wiederum bezogen auf den Stand der Technik im Jahr 2000. Wenn von Einsparungen an CO₂-Emissionen die Rede ist, dann ist das hier gleichbedeutend mit einer Einsparung im Energieverbrauch solange der gleiche Kraftstoff genutzt wird. Gleicher Kraftstoff bedeutet dabei Kohlenwasserstoffe mit gleichem Verhältnis von Kohlenstoff und Wasserstoff wie derzeit beim Kerosin – egal aus welcher Quelle diese Kohlenwasserstoffe gewonnen werden.

Es ist klar, dass diese Ziele – wenn überhaupt – nur erreicht werden können, wenn alle Möglichkeiten der Effizienzsteigerung ausgeschöpft werden. *Verbesserungspotenzial besteht* vor allem im Bereich der Triebwerke, der Aerodynamik, des Leichtbaus, der Flugzeugsysteme, der Flugsicherung und des Flugbetriebs sowie der Flugzeugkonfiguration. Unter der Flugzeugkonfiguration versteht man die Anordnung und Ausgestaltung der Hauptkomponen-

ten (Rumpf, Flügel, Leitwerk) des Flugzeugs. In Fachkreisen gibt es verschiedene Meinungen, welchen Beitrag die genannten Bereiche zur Gesamtersparnis leisten können. Nach einem Vergleich einschlägiger Quellen und einer eigenen Abschätzung der Möglichkeiten müssten bis zum Jahr 2020 die verschiedenen technologischen Bereiche des Flugzeugs sowie das Luftverkehrssystem die in Bild 1 gezeigten Einsparungsanteile übernehmen, damit die angestrebte 50-prozentige Reduktion des Energieverbrauchs gemäß ACARE [1] Wirklichkeit werden kann.

Unkonventionelle Konfigurationen zum Erreichen der Entwicklungsziele

Aus dem Alltag kennen wir als Flugzeugkonfiguration die konventionelle Konfiguration, die auch *Drachenkongfiguration* genannt wird. Die Drachenkongfiguration ist gekennzeichnet durch einen die Nutzlast tragenden Rumpf, separaten Flügeln und einem Leitwerk am Heck zur Stabilisierung, Steuerung und Trimmung des Flugzeugs um die Hoch- und Querachse. Passagierflugzeuge in Drachenkongfiguration haben in der Regel eine

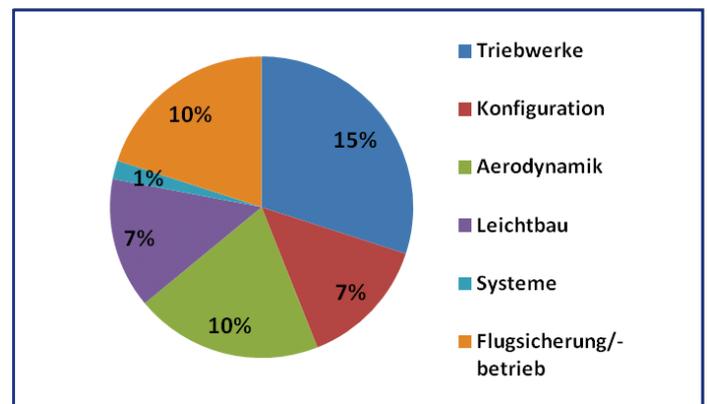


Bild 1: Geschätzte erforderliche Beiträge zum Erreichen des ACARE-Ziels „50% Energieeinsparung bei neuen Flugzeugen von 2000 bis 2020“ (Summe: 50% = Gesamtziel).

Zur Halbzeit auf dem Weg zur Vision 2020 tritt nun *Ernüchterung* ein, was die Umsetzung der erwarteten Effizienzsteigerungen angeht. Im Abschlussbericht des Projekts AGAPE (ACARE Goals Progress Evaluation, [3]) wird festgestellt, dass zwar bedeutende Fortschritte auf dem Weg zu den Zielen der Vision 2020 gemacht wurden, es aber noch mehr Bemühungen bedarf, um die Ziele vollständig zu erreichen.

maximale Gleitzahl im Bereich von 17. Die Gleitzahl $E = L/D$ ist das Verhältnis aus Auftrieb (lift, L) und Widerstand (drag, D). Die Gleitzahl ist das Maß für die aerodynamische Güte eines Flugzeugs. Sie hat einen wesentlichen Einfluss auf die Flugleistungen. Je höher die Gleitzahl, umso geringer ist der Widerstand bei gegebener Flugzeugmasse und Auftrieb. Weniger Widerstand bedeutet weniger benötigter Schub und somit auch weniger Kraftstoffverbrauch.

Die Alternativen zur Drachenkonfiguration sind vielfältig, allerdings sind nur einige wenige ein Thema in der aktuellen Forschung. Als neue Konfigurationen für den Passagiertransport werden eigentlich nur zwei genauer betrachtet: Die Blended-Wing-Body (BWB) Konfiguration und das Boxwing-Flugzeug (englisch: Box Wing Aircraft, BWA).

Vorstellung des Boxwing-Flugzeugs

Das BWA ist eine Weiterentwicklung der Drachenkonfiguration, bei der statt eines einzigen Flügels nun zwei Flügel für den nötigen Auftrieb sorgen. Die Flügel sind in vertikaler Richtung versetzt und an den Spitzen durch verlängerte Winglets miteinander verbunden. Wenn aufgrund hoher Flugeschwindigkeiten eine Pfeilung der Flügel gefordert wird, ist der vordere Flügel nach hinten und der hintere Flügel nach vorne gepfeilt (Bild 2). In diesem Fall ermöglicht der horizontale Abstand beider Flügel die Stabilisierung, Steuerung und Trimmung des Flugzeugs um seine Querachse und macht ein Höhenleitwerk überflüssig. Das geschlossene Flügelsystem bringt aerodynamische Vorteile, es macht den Gesamtentwurf aber auch erheblich komplexer als bei einem konventionellen Flugzeug.

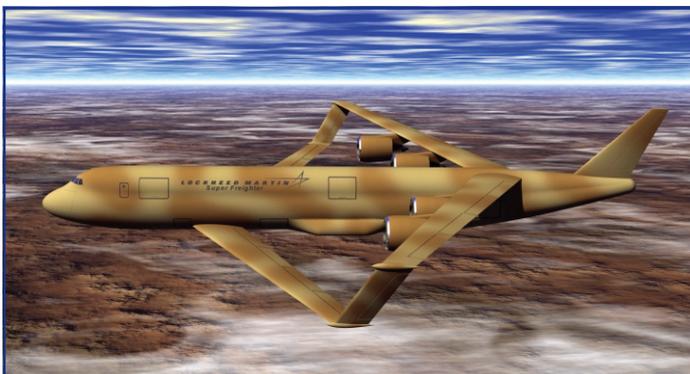


Bild 2: Beispiel für ein Boxwing-Flugzeug, hier ein von Lockheed Martin entworfenes militärisches Frachtflugzeug. [4]

Eine der umfangreichsten Untersuchungen des BWA fand unter der Federführung der

Universität Pisa auf Initiative von Prof. Aldo Frediani statt. Das Flugzeug trägt dort den Namen PrandtlPlane (Bild 3). Der Name wurde zu Ehren Ludwig Prandtls gewählt, da er im Jahre 1924 als erster eine Methode zur Berechnung des induzierten Widerstandes eines BWA veröffentlichte.

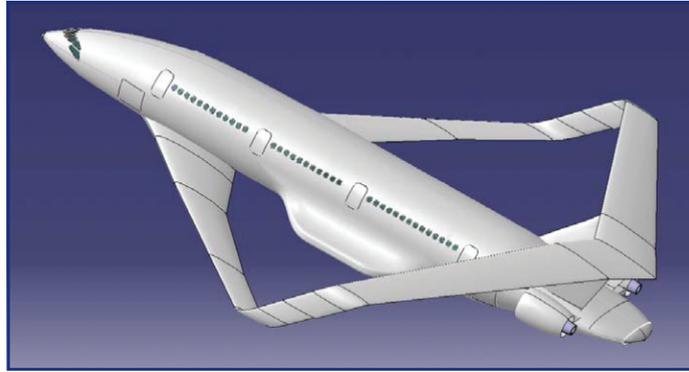


Bild 3: Das Prandtlplane ging aus Studien unter der Federführung der Universität Pisa hervor. Initiator der Untersuchungen war Prof. Aldo Frediani. [5]

Die Gleitzahl des BWA liegt nach ersten eigenen Ergebnissen im Bereich von 20 (Details siehe unten) und ist somit um 18% höher als bei der Drachenkonfiguration. Eine weitere grundlegende Eigenschaft eines Flugzeugs ist aber auch das Verhältnis aus Betriebsleermasse und maximaler Startmasse (Betriebsleermassenverhältnis), das eine Aussage über die Leichtbauqualität liefert. Hier hat das BWA kleine Nachteile im Vergleich zur Drachenkonfiguration, worauf später noch genauer eingegangen

wird. Berücksichtigt man aber die sehr konservative Haltung der Flugzeughersteller, was die

Einführung neuer Flugzeugkonfigurationen angeht, scheint das BWA mit seinem konventionellen Rumpf ein geeigneter Kandidat für die Nachfolge der Drachenkonfiguration zu sein. Dies vor allem auch dadurch, dass es nach heutigen Vorschriften zertifizierbar sein wird.

Vorstellung des Blended Wing Body als weitere Alternative

Ein BWB (Bild 4) ist eine Mischung aus einer Drachenkonfiguration und einem Nurflügler, bei der der Rumpf zum Gesamtauftrieb beiträgt und fließend in die konventionellen äußeren Flügel übergeht. Es gab bereits diverse Studien zu diesem Flugzeug. Zu nennen sind vor allem das groß angelegte VELA-Projekt (Very Efficient Large Aircraft), das von der Europäischen Union gefördert und unter Federführung von Airbus bearbeitet wurde, Studien des Zentralen Aerohydrodynamischen Instituts in Russland (TsAGI) oder Arbeiten von Boeing aufbauend auf Untersuchungen von McDonnell Douglas u.a. im Auftrag der NASA. Der BWB hat bei gegebener Spannweite eine im Vergleich zu anderen Flugzeugkonfigurationen kleine Oberfläche. Dadurch wird beim BWB eine Gleitzahl von ca. 23 erwartet [6]. Damit wäre seine Gleitzahl um 35% höher als die der Drachenkonfiguration. Was den Leichtbau angeht hat der BWB aber einen deutlichen Nachteil. Seine Rumpff-

form weicht weit vom optimalen Kreisquerschnitt für einen Druckrumpf ab. Daher werden keine Ersparnisse im Betriebsleermassenverhältnis erwartet. Außerdem gibt es noch offene Fragen hinsichtlich der Zertifizierung (statische Stabilität der Längsbewegung, Evakuierung nach einer Notwasserung). Zusätzlich macht die Rumpfform das Be- und Entladen von Fracht schwierig.

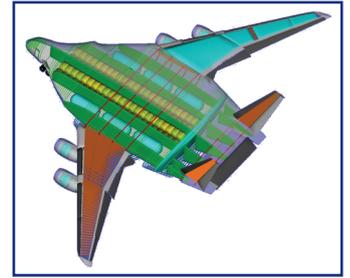


Bild 4: Beispiel eines BWB-Flugzeuges, hier mit Wasserstoff als Kraftstoff (hervorgegangen aus dem Projekt „Grüner Frachter“, vgl. Ingenieurspiegel 01-2008)

Verbundprojekt Airport 2030

Airport 2030 ist ein Forschungsprojekt, welches in einem Verbund aus mehreren Partnern bearbeitet und vom Bundesministerium für Bildung und Forschung (BMBF) gefördert wird. Es ist Teil des Luftfahrtcluster Metropolregion Hamburg e.V., der einer der Gewinner der ersten Wettbewerbsrunde des Spitzenclusterwettbewerbs des BMBF war. In Anbetracht der steigenden Ölpreise wird es in Zukunft wichtig sein, die Kosten am Boden *und* in der Luft zu senken und einen effizienten Flughafen zu entwerfen. Ein Element des Projekts ist der Entwurf von Flugzeugkonfigurationen für eine effiziente Bodenabfertigung. An der HAW Hamburg wird hinsichtlich Einsparungen am Boden und in der Luft einerseits ein innovatives schnelles Propellerflugzeug untersucht („Smart Turboprop“), andererseits das hier vorgestellte BWA.

Referenzflugzeug

Um den Einstieg für einen ersten BWA-Entwurf zu erleichtern und um vor allem die Leistungen des BWA realistisch beurteilen zu können ist es notwendig ein Basisflugzeug als Referenz zu definieren. Ausgehend von den Forschungszielen des Airport 2030, die u.a. eine effektivere Bodenabfertigung beinhalten, und der Tatsache, dass Kurz-/Mittelstrecken einen großen Anteil ihrer Betriebszeit am Boden verbringen, wird eben solch ein Flugzeug als *Referenzflugzeug* gewählt. Da Airbus als Partner am Projekt mitbeteiligt ist, ist dieses Flugzeug der Airbus A320.

Aerodynamik

Wie bereits erwähnt wurde hat das BWA eine höhere Gleitzahl als ein konventionelles Flugzeug, was durch seinen geringeren Widerstand im Vergleich zum konventionellen Flugzeug zu begründen ist. Der Widerstand D eines Flugzeugs ist die Summe aus seinem Nullwiderstand D_0 und dem induzierten Widerstand D_i :

$$D = D_0 + D_i$$

Zum Erreichen der maximalen Gleitzahl muss die Bedingung $D_0 = D_i = 0,5 D$ erfüllt sein. Der Nullwiderstand ist der Widerstand bei Nullauftrieb des Flugzeugs. Er ist abhängig von der Größe der Flugzeugoberfläche und der Form der Flugzeugkomponenten. Für einen geringen Nullwiderstand sollte die Ober-

fläche möglichst klein gehalten werden und die Komponenten aerodynamisch günstig geformt sein. Der Nullwiderstand ist vom Auftrieb unabhängig. Der induzierte Widerstand hängt dagegen vom Auftrieb ab. Ein Indiz für den induzierten Widerstand sind die Randwirbel an den Flügelspitzen (Bild 5).

Vereinfacht ausgedrückt geht die Energie, die in den Wirbeln steckt, dem Flugzeug verloren. Es muss ständig eine zusätzliche Kraft aufbringen, um diese verlorene Energie zu kompensieren und somit nicht langsamer zu werden. Diese zusätzliche Kraft ist gleich dem induzierten Widerstand. Es kann gezeigt werden, dass der induzierte Widerstand proportional zum Quadrat des Auftriebs ist, den der Flügel erzeugt. Der Auftrieb muss im Falle des Reiseflugs gleich dem Gewicht des Flugzeuges sein.

Zieht man nun einen simplen Vergleich zwischen einem Flugzeug mit zwei tragenden Flügeln (z.B. dem BWA) und einem konventionellen Referenzflugzeug bei gleichem Gewicht und gleicher Spannweite, stellt man Erstaunliches fest: Unter der Annahme, dass beide Flügel des BWA jeweils die Hälfte des Gesamtauftriebs erzeugen, beträgt der induzierte Widerstand eines Flügels nur noch ein Viertel des induzierten Widerstands des Referenzflügels $(\frac{1}{2})^2 = \frac{1}{4}$. Das heißt, dass das gesamte BWA 2 mal $\frac{1}{4}$, also nur noch 50 % des induzierten Widerstands des Referenzflugzeugs, hat. Dies gilt aber nur wenn sich die Flügel nicht gegenseitig beeinflussen, was der Fall wäre, wenn diese unendlich weit voneinander entfernt sind. Berücksichtigt man nun die Definition der Gleitzahl L/D und setzt die Summe aus Nullwiderstand und induziertem Widerstand ein, wird die theoretische Steigerung der Gleitzahl gegenüber dem Referenzflugzeug deutlich: $E = L / (D_0 + D_i) = L / (0,5 D + 0,25 D) = 1,33 L/D$.

Das BWA hat im Idealfall also eine um 33 % größere Gleitzahl als das Referenzflugzeug. Absolut beträgt sie dann 22,6. In diesem Fall fliegt das BWA aber noch nicht bei seiner maximalen Gleitzahl, da $D_0 \neq D_i$ (vergleiche Definition der maximalen Gleitzahl oben). Für das Erreichen seiner maximalen Gleitzahl muss das BWA höher fliegen als das Referenzflugzeug. Wenn das BWA steigt, sinkt der Nullwiderstand bei einer gleichzeitigen Vergrößerung des induzierten Widerstandes so weit, bis sich ein Gleichgewicht beider Widerstände einstellt. Mithilfe von simplen flugmechanischen Berechnungen kann gezeigt werden, dass die Gleitzahl dann um den Faktor $\sqrt{2}$, also um ca. 41 %, größer ist als die Referenzgleitzahl. Absolut ergibt das eine maximale Gleitzahl von 24.

Eine Gleitzahl von 24 gilt aber nur bei einem unendlichen Abstand zwischen beiden Flügeln. Nimmt man für den vertikalen Abstand der Flügel im Verhältnis zur Spannweite realistische Werte an (s.u.), so ergibt sich immer noch eine Ersparnis von ca. 30 % des induzierten Widerstands, was zu einer maximalen Gleitzahl von 20 führt.

Flügelentwurf

In der ersten Entwurfsphase soll – um eine Vergleichbarkeit sicherzustellen – die gesamte Flügelfläche und die Spannweite des BWA jeweils die gleichen Größen haben wie die des Referenzflugzeugs. Die *Flügelfläche* soll dabei gleichmäßig auf den vorderen und den hinteren Flügel verteilt werden. So ergeben sich zwei Flügel, die einfach ausgedrückt nur die halbe Tiefe des Referenzflügels haben.

Die Tatsache einer geringeren Flügeltiefe bedeutet gleichzeitig auch eine geringere *Flügeldicke*, denn das Verhältnis der Flügeldicke zur -tiefe ist aus aerodynamischen Gründen unabhängig von den absoluten Di-

mensionen des Flügels. Der sich so ergebende kleinere Querschnitt des Flügelkastens birgt zwei Herausforderungen für den Flügelentwurf: Zum einen ist das *Volumen der integralen Flügeltanks* viel kleiner als beim Referenzflügel und zum anderen hat der Flügelkasten ein geringeres *Biege widerstandsmoment*. Damit die Flügel trotzdem den Belastungen durch den erzeugten Auftrieb standhalten, sind größere Wanddicken im Flügelkasten notwendig, was die Masse des Flügels erhöht. Es wäre also erstrebenswert, für einen leichteren Flügel und ein ausreichendes Flügeltankvolumen dickere Flügelprofile zu verwenden. Diese Forderung steht allerdings im Widerspruch zu denen, die sich für die Flügelgeometrie unter Berücksichtigung hoher Unterschallgeschwindigkeiten ergeben.

Ein weiterer wichtiger Aspekt beim Flügelentwurf ist *der vertikale Abstand zwischen dem vorderen und dem hinteren Flügel*. Wie bereits erwähnt wurde, verringert ein großer Abstand die gegenseitige Beeinflussung beider Flügel, was zu geringerem Widerstand führt. Allerdings kann ein zu großer Abstand Flatterprobleme verursachen. Das heißt, die Flügelstruktur gerät durch eine Kopplung von aerodynamischen und strukturmechanischen Kräften ins Schwingen, was im ungünstigsten Fall zu einem kompletten Versagen der Struktur führen kann. Hier gilt es einen guten Kompromiss zu finden. Aus vergangenen Studien zeigt sich, dass ein Verhältnis von vertikalem Abstand h zur Spannweite b von $h/b = 0,25$ unproblematisch sein sollte. Bei einer *Referenzspannweite* $b = 34$ m ergibt das einen vertikalen *Abstand* $h = 8,5$ m. Um das zu realisieren, ist es notwendig den oberen Flügel auf dem Seitenleitwerk anzubringen.

Flugmechanik

Neben den Merkmalen durch die ungewöhnliche Flügelgeo-



Bild 5: Ein Indiz für den induzierten Widerstand sind die Randwirbel an den Flügelspitzen. Die Randwirbel werden im Bild sichtbar an den Wolken, durch die das Flugzeug geflogen ist. [7]

metrie weist ein BWA auch Eigenheiten hinsichtlich der Flugmechanik auf, die den Entwurf maßgeblich beeinflussen. Insbesondere gilt das für die *statische Stabilität der Längsbewegung*. Diese beschreibt die Stabilität der Nickbewegung, also die Rotation um die Querachse. Generell ist ein Flugzeug statisch stabil, wenn es nach einer Störung ohne Einwirkung des Piloten zurück zum Ausgangszustand vor der Störung strebt. Bezogen auf die statische Stabilität der Längsbewegung bedeutet das, dass z.B. im Reiseflug eine plötzlich auftretende Vertikalbö den Anstellwinkel des Flugzeugs erhöht, wodurch es aufnickt, und das Flugzeug dann ganz von allein die Nase wieder absenkt. Bei einer Drachenkonfiguration trägt das Höhenleitwerk entscheidend dazu bei, das Flugzeug um seine Querachse zu stabilisieren, indem es Abtrieb erzeugt. Dieser Abtrieb verursacht ein aufnickendes Moment, welches dem abnickenden Moment der Flügel entgegenwirkt. Die Größe des Abtriebs hängt vom Abstand zwischen Leitwerk und Flügel, von der Klappenstellung und der Schwerpunktposition des Flugzeugs ab. Beim BWA fehlt allerdings die Abtriebskraft des Höhenleitwerks, denn der hintere Flügel soll ja auch Auftrieb erzeugen. Für einen ausgeglichenen Momentenhaushalt muss daher der vordere Flügel mehr Auftrieb als der hintere Flügel erzeugen. Das ist allerdings nur die halbe Wahrheit. Tiefergehende Analysen der statischen Stabilität der Längsbewegung zeigen zudem, dass für ein stabiles BWA der vordere Auftriebsbeiwert größer sein muss als der hintere. Der Auftriebsbeiwert ist die Auftriebskraft bezogen auf die Flügelfläche und den Staudruck der freien Anströmung.

Schlussfolgernd kann man festhalten, dass abhängig von der Schwerpunktposition des Boxwing-Flugzeugs ein bestimmtes Verhältnis der Auftriebsbeiwerte zwischen vorderem und

hinterem Flügel vorhanden sein muss. Je größer dieses Verhältnis ist, umso größer ist auch der Bereich möglicher Schwerpunktpositionen, bei denen das Flugzeug stabil fliegt. Dieses Verhältnis ist aber durch den maximal möglichen Auftriebsbeiwert des vorderen Flügels begrenzt. Es ist demnach ein Kompromiss zu finden zwischen einem möglichst großen zulässigen Schwerpunktbereich und der Wahl realistischer Auftriebsbeiwerte. Bei einem Verhältnis zwischen vorderem und hinterem Auftriebsbeiwert von 1,9 werden beide Anforderungen erfüllt. Jedoch ist der resultierende Schwerpunktbereich verhältnismäßig klein, was einen ausgeglichenen Schwerpunkt des Flugzeugs erfordert.

Dimensionierung

Die eben genannten Besonderheiten müssen alle beim Entwurf berücksichtigt werden. Zuerst findet die Dimensionierung des BWA statt. Ausgangspunkt dafür sind die *Anforderungen*, die die gleichen wie für das Referenzflugzeug sind: Eine Nutzlast von 20 Tonnen soll über eine Distanz von 1550 nm (2871 km) bei einer Reisefluggeschwindigkeit von Mach 0,76 transportiert werden. Die Kabine soll Platz für 150 Passagiere in einer Zwei-Klassen-Bestuhlung bieten. Die maximale Startstrecke des Flugzeugs beträgt 2200 m. Im Gegensatz zum Referenzflugzeug beträgt die maximale Landestrecke ebenfalls 2200 m. BWA und Referenzflugzeug sind außerdem mit den gleichen Triebwerken ausgestattet, so dass die erwartete Kraftstoffersparnis einzig und allein durch die unterschiedlichen Flugzeugkonfigurationen zustande kommt. Desweiteren sind für die Dimensionierung Angaben über die erwartete maximale Gleitzahl des Flugzeugs erforderlich, die mithilfe von Statistiken und Literaturdaten abgeschätzt wird. Dafür ist bereits eine erste Schätzung des vertikalen Abstandes der bei-

den Flügel notwendig, da dieser den induzierten Widerstand und somit die Gleitzahl beeinflusst. Für die Dimensionierung wird die *Tabellenkalkulation PreSTo* (Aircraft Preliminary Sizing Tool) verwendet, die an der HAW Hamburg entwickelt wurde. Bei einer resultierenden Gleitzahl von 20 ergibt sich eine Kraftstoffersparnis von 9 % im Vergleich zum Referenzflugzeug. Zur Bestimmung dieser Zahlen werden Eingangswerte benötigt, die sich zum Teil erst durch den späteren Entwurf einzelner Baugruppen (wie z.B. der Flügelkonfiguration) ergeben. Dies betrifft auch die Masse des Flugzeugs. Das Vorgehen beim Flugzeugentwurf ist also iterativ.

Nach dem ersten Durchlauf der Dimensionierung werden *die weiteren Baugruppen* des Flugzeugs entworfen. Bei einem konventionellen Drachenflugzeug werden dabei die Gruppen Kabine/Rumpf, Flügel, Leitwerk und Fahrwerk nacheinander abgearbeitet. Sie können zum größten Teil unabhängig voneinander entworfen werden, da sie sich gegenseitig nur begrenzt beeinflussen. Beim BWA ist es nicht ganz so einfach, da beide Flügel miteinander verbunden sind und der hintere Flügel zusätzlich am Seitenleitwerk angebracht sein sollte. Die Länge des Rumpfes spielt dabei hinsichtlich der Position und der Geometrie der Flügel eine entscheidende Rolle, da der resultierende Auftrieb möglichst nah am Schwerpunkt des Flugzeugs wirken soll.

Ausgeglichene Konfiguration

Wie im Zusammenhang mit der statischen Stabilität der Längsbewegung erläutert wurde, ist der zulässige Schwerpunktbereich recht klein, so dass das Flugzeug ausgeglichen sein muss. Die Positionen der Schwerpunkte der einzelnen Flugzeugkomponenten und der Nutzlast müssen alle etwa

an der gleichen Position liegen. Das bedeutet auch, dass die Position des Schwerpunkts des gesamten Flugzeugs für verschiedene Belade- und Flugzustände möglichst am gleichen Ort bleiben soll. Dafür müssen die Positionen und die Geometrien der einzelnen Baugruppen aufeinander abgestimmt werden.

Der *Rumpf* muss symmetrisch zum Schwerpunkt des unbeladenen Flugzeugs angeordnet werden. Bei einer Beladung des Flugzeugs wird dann etwa gleich viel Masse vor dem Schwerpunkt des unbeladenen Flugzeugs eingeladen wie dahinter. Die *Flügel* müssen ebenfalls symmetrisch zum Schwerpunkt angeordnet werden. Ihr Pfeilwinkel ergibt sich aus aerodynamischen Forderungen und kann nicht beliebig gewählt werden. Das Gleiche gilt für den Pfeilwinkel der Winglets. Bild 6 zeigt eine Anordnung der Komponenten eines BWA, bei der die Flügellage und ein nach hinten verlagertes Gesamtschwerpunkt zueinander passen. Durch die Verwendung eines für Kurz-/Mittelstreckenflugzeuge üblichen Standardrumpfes mit einem Gang ragt sein Bug aber aufgrund der benötigten Rumpflänge weit über den vorderen Flügel hinaus. Bei einer Beladung des Rumpfes würde dann der Schwerpunkt nach vorn wandern, was einen großen zulässigen Schwerpunktbereich erfordern würde, da das Flugzeug sowohl ohne als auch mit Beladung stabil fliegen muss.

Durch die Wahl eines kurzen und breiten Rumpfes kann die-

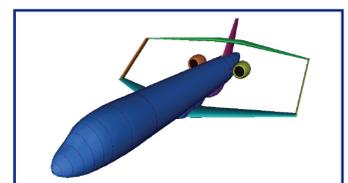


Bild 6: Bei der Verwendung eines Standardrumpfes ragt dessen Bug weit über die Flügel hinaus, was zu einem großen benötigten Schwerpunktbereich führt

se Problematik umgangen werden. Jetzt ist der Rumpf so kurz, dass ein am Leitwerk befestigtes Flügelsystem vorn fast bis zum Cockpit reicht. Die Triebwerke werden in der Mitte des Rumpfes platziert. So ergibt sich eine *ausgeglichene Konfiguration*, weil auch bei Be- und Entladung die Nutzlast gleichmäßig vor und hinter dem mittig liegenden Schwerpunkt verteilt wird. Der größere Rumpfdurchmesser bedeutet allerdings einen deutlich größeren Luftwiderstand, aber auch eine geringere Rumpfmasse.

Es gibt natürlich auch alternative Lösungsmöglichkeiten der Problematik. 1.) Der Standardrumpf könnte beibehalten und die gesamte Flügelkonfiguration samt Seitenleitwerk und der Triebwerke in Richtung Rumpfmittte verschoben werden. Dadurch verringert sich aber der Hebelarm zwischen Seitenleitwerk und Schwerpunkt, der zusammen mit der Leitwerksfläche ausschlaggebend für Stabilität und Steuerung des Flugzeugs um seine Hochachse ist. 2.) Ein Verzicht auf die Anbindung des hinteren Flügels an das Seitenleitwerk wäre ebenso denkbar, wodurch die gesamte Flügelkonfiguration freipositionierbar wäre (Bild 2). Hier müsste der obere Flügel jedoch an der Rumpfoberseite befestigt werden, wodurch sich der vertikale Abstand beider Flügel verringern und dies einen größeren Widerstand verursachen würde. Dadurch würde das BWA seinen Vorteil des geringeren Widerstands weitgehend verlieren.

Resultierendes Layout

Für den aktuellen Entwurf wurde die *Variante eines kurzen und breiten Rumpfes* gewählt. Bild 7 zeigt den resultierenden Rumpfquerschnitt, der mithilfe des PreSto-Rumpfmoduls erzeugt wurde. Gezeigt wird die Sitzanordnung in der Economy Class. Es fällt auf, dass die Kabine zwei Gänge hat und eine

Sitzreihe acht Sitze. Aufgrund des großen Rumpfdurchmessers ist es möglich, LD3/LD6-Container im Frachtraum unterzubringen. Diese Container werden in Passagierflugzeugen häufig auf Langstreckenflügen für den Transport von Zusatzfracht verwendet, womit die Airlines zusätzliche Einnahmen erzielen können. An Knotenflughäfen könnten diese Container ohne Probleme von einem Langstreckenflugzeug auf das Mittelstrecken-BWA verladen und zu kleineren Zielflughäfen transportiert werden.

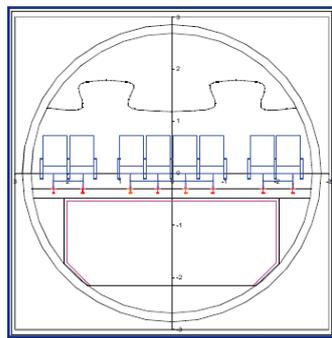


Bild 7: Rumpfquerschnitt in der Economy Class

Bild 8 zeigt einen ersten Kabinengrundriss, welcher ebenfalls mit PreSto erzeugt wurde. Es gibt Ausgänge am Bug und am Heck des Flugzeugs. Die schwarzen Rechtecke in der Zeichnung geben die Positionen der Toiletten an. Vorne rechts befindet sich eine kleine Küche (grün) und im Heck die Hauptküche (blau). Insgesamt hat die Kabine 19 Sitzreihen und bietet Platz für 148 Passagiere. Die Geometrieparameter für Bug und Heck wurden so angepasst, dass sich eine aerodynamisch günstige Form ergibt. Anstelle eines einfachen Seitenleitwerks wie in Bild 6 hat das Flugzeug ein *V-Leitwerk*, da dieses wesentlich zur Stabilisierung der hinteren Flügel-

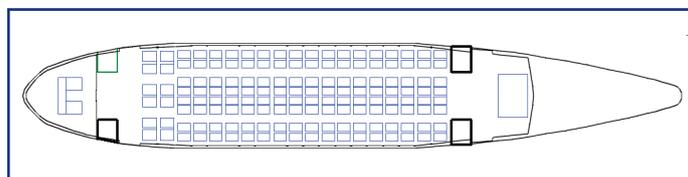


Bild 8: Kabinengrundriss des Box-Wing-Flugzeugs

struktur beiträgt. Das Leitwerk wird nach vorn gepfeilt, damit die gesamte Flügelkonfiguration passend in Richtung des Schwerpunktes verschoben wird.

Für die ausgeglichene Konfiguration ist es auch notwendig, die *Triebwerke nah am Schwerpunkt* zu positionieren. Eine Integration der Triebwerke am Flügel ist hier allerdings nicht möglich, da dafür wohl nur die Winglets in Frage kämen, deren Struktur für diesen Zweck aber zu schwach ist. Außerdem würde bei dieser Option ein einseitiger Triebwerksausfall ein enormes Giermoment verursachen, was durch das Seitenleitwerk kaum auszugleichen wäre. Schließlich ist eine Integration am Rumpf die einzig sinnvolle Möglichkeit. Am vernünftigsten ist die Integration auf dem Rumpf mithilfe eines Trägers, dessen Breite dem Triebwerksdurchmesser angepasst werden kann. So ist eine Unterbringung von verbrauchsarmen Triebwerken mit großen Nebenstromverhältnissen möglich, die einen größeren Durchmesser haben.

Bei der *Aufnahme des Hauptfahrwerks* unterscheidet sich das BWA wesentlich von den meisten Passagierjets, deren Hauptfahrwerksbeine im Flügel integriert sind. Prinzipiell muss das Hauptfahrwerk einige Meter hinter dem Schwerpunkt liegen, damit sich beim Landestoß die Flugzeugnase nach unten bewegt und das Flugzeug am Boden nicht nach hinten kippt. Beim BWA kommt deswegen nur ein Rumpffahrwerk in Frage, zu dessen Unterbringung entsprechende Verkleidungen (Fairings) an der Rumpfunterseite nötig sind.

Wenn die einzelnen Baugruppen entworfen wurden, müssen deren Massen genauer geschätzt werden. So kann man feststellen, ob die Massen aus der Dimensionierung dem tatsächlichen Entwurf entsprechen und ob die Schwerpunktposition, die man z.B. für die Positionierung der Flügel angenommen hat, mit der nun resultierenden Position übereinstimmt. Zu Beginn des Entwurfsprozesses ist es so, dass mehrere Iterationen vorgenommen werden müssen, bis der Entwurf konsistent ist. Bild 9 zeigt eine 3D-Animation des ersten konsistenten Entwurfs. Im weiteren Verlauf der Arbeiten mag sich das Aussehen des Flugzeugs noch verändern.

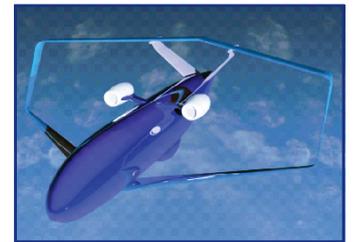


Bild 9: 3D-Animation des ersten konsistenten Box-Wing-Entwurfs

Charakteristiken am Flughafen

Das BWA eignet sich hervorragend dafür, die aerodynamischen Vorteile der Flügelkonfiguration mit den Möglichkeiten einer *effizienteren Bodenabfertigung* zu kombinieren, denn das Flugzeug besitzt einen konventionellen und zur aktuellen Flughafeninfrastruktur kompatiblen Rumpf, der entsprechend optimiert werden kann. Außerdem besteht die Möglichkeit eines durchgängigen Frachtraums. Bei konventionellen Flugzeugen ist es meistens so, dass der Flügelmittelkasten so groß ist, dass er die komplette Höhe des Frachtraums einnimmt und dadurch den Frachtraum unterbricht. Die dünnen Flügel des BWA machen es aber möglich, dass der Flügelmittelkasten unter dem Frachtraum liegen kann, so dass dieser nicht

unterbrochen wird. Zum einen kann damit das Frachtvolumen vergrößert werden, zum anderen ist es so auch möglich, das Be- und Entladen zu beschleunigen. Im Idealfall gibt es zwei Frachttüren, mit denen ein *simultanes Be- und Entladen* erfolgen kann (Bild 10). Hier muss allerdings gewährleistet sein, dass die Geräte und Fahrzeuge der Bodenabfertigung nicht untereinander oder mit der Flugzeugstruktur kollidieren.

Zusammenfassung

Will man in Zukunft weiterhin bei niedrigen Ticketpreisen fliegen, erfordert das bei steigenden Kraftstoffkosten weitere Effizienzsteigerungen am Boden und in der Luft. Am Boden bedeutet das eine effizientere Abfertigung. Das Fliegen selber kann durch Verbesserungen in der Aerodynamik und bezüglich der Flugzeugkonfiguration (= > Gleitzahl), im Leichtbau

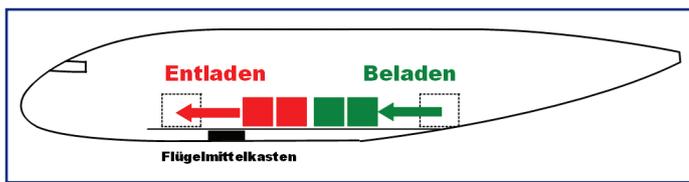


Bild 10: Simultanes Be- und Entladen

Ein weiterer Vorteil hinsichtlich einer schnelleren Bodenabfertigung ist die Kabine mit zwei Gängen, wodurch das *Ein- und Aussteigen der Passagiere* bis zu 10 Minuten weniger Zeit in Anspruch nimmt als bei einer Kabine mit einem Gang [8].

Ein wichtiger Punkt im Zusammenhang mit einer größeren Flughafenkapazität ist der geringere induzierte Widerstand und die dadurch schwächeren *Randwirbel/Wirbelschleppen* des BWA. Bei Start und Landung ist aufgrund der Wirbelschleppen ein Mindestabstand zwischen den Flugzeugen erforderlich, so dass ein Flugzeug nicht vom Wirbel des vorherigen erfasst wird. Heutzutage werden die Flugzeuge zur Bestimmung dieses Abstands in vier verschiedene Kategorien eingeteilt, die sich an der Flugzeugmasse orientieren. In Zukunft könnte die Charakteristik der Wirbel selber ein Kriterium sein [9]. So wäre es möglich, die schwächeren Wirbel des BWA bei der Ermittlung des Mindestabstands bei Start und Landung zu berücksichtigen, was am Ende bedeutete, dass dieser Abstand kleiner und so die Kapazität der Start- und Landebahnen erhöht würde.

Chance die Gleitzahl zu erhöhen. Dafür wurde das Box Wing Aircraft (BWA) vorgeschlagen, welches das Potenzial hat die Gleitzahl um 18 % zu verbessern. In diesem Artikel wurde eine Mittelstreckenvariante eines solchen Flugzeuges vorgestellt, die einen konventionellen Rumpf hat mit zwei Gängen und 8 Sitzen nebeneinander in der Economy Class. Dieser Rumpf ermöglicht eine effiziente Bodenabfertigung durch kürzere Ein- und Aussteigezeiten sowie durch simultanes Be- und Entladen. Zwar sind die Flügel des Flugzeugs schwerer als der Referenzflügel, dafür spart das Boxwing-Flugzeug aber bei der Masse des Rumpfes. Das Betriebsleermassenverhältnis konnte insgesamt nicht verbessert werden. Trotzdem ist das Flugzeug in der Lage, eine Kraftstoffersparnis von 9 % zu verwirklichen, was den zu Beginn veranschlagten Anteil der Flugzeugkonfiguration von 7 %

zum Erreichen der durch ACARE definierten Entwicklungsziele sogar leicht übertrifft. Da eine Zertifizierung nach aktuellen Vorschriften möglich ist, könnte bis zum Jahr 2020 ein BWA als Passagierflugzeug zugelassen werden. Hier wird der Zeitraum von einem möglichen Projektstart bis zur Zertifizierung mit acht Jahren angenommen. Vergleicht man das mit der Entwicklungszeit von 10 Jahren beim Airbus A380, erscheint die Annahme realistisch. Mit dem BWA wäre somit eine Flugzeugkonfiguration vorgeschlagen, die den geforderten Beitrag zur Erfüllung der durch ACARE definierten Entwicklungsziele bis zum Referenzjahr 2020 leisten kann. Allerdings müsste bereits morgen mit der Entwicklung begonnen werden.

Dipl.-Ing. (FH) Daniel Schiktanz, MSc
Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME

(=> Betriebsleermassenverhältnis) und in der Triebwerkstechnologie (= > spezifischer Kraftstoffverbrauch) effizienter werden. Durch unkonventionelle Konfigurationen besteht die

Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg - Forschungsgruppe Flugzeugentwurf und -systeme



Aero - Aircraft Design and Systems Group
Berliner Tor 9 - 20099 Hamburg
Telefon: +49.40.42875-8825
E-Mail: info@ProfScholz.de
<http://Aero.ProfScholz.de>

Forschungsprojekt:

Effizienter Flughafen
2030 - Airport 2030
Arbeitspaket 4.1



Literaturübersicht

- | | | |
|--|--|--|
| [1] Advisory Council for Aeronautics Research in Europe: European Aeronautics : A Vision For 2020. Luxembourg, 2001. - URL: http://www.acare4europe.org/docs/Vision%202020.pdf (2012-01-18) | studies_and_documents/agape_final_report_summary.pdf (2012-04-16) | http://Paper.ProfScholz.de (2012-01-18) |
| [2] Advisory Council for Aeronautics Research in Europe: Flightpath 2050 : Europe's Vision for Aviation, Luxembourg, 2011. URL: http://www.acare4europe.org/docs/Flightpath2050_Final.pdf (2012-01-18) | [4] URL: http://www.military-photos.net (2012-01-21) | [7] URL: http://www.math.waikato.ac.nz/~seano/ (2012-01-19) |
| [3] Muller, R.: AGAPE Project Final Report : Publishable Summary. Brussels, 2010. URL: http://ec.europa.eu/research/evaluations/pdf/archive/other_reports_ | [5] Frediani, A.: The Prandtl Wing. In: Von Kármán Institute for Fluid Dynamics: VKI Lecture Series : Innovative Configurations and Advanced Concepts for Future Civil Transport Aircraft, Rhode St-Genèse: VKI, 2005. - URL: http://www.engbrasil.eng.br/index_arquivos/art95.pdf (2012-04-16) | [8] Fuchte, J.; Dzikus, N.; Nagel, B.; Gollnick, V.: Cabin Design for Minimum Boarding Time. In: DGLR: Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2011 : Tagungsband - Manuskripte (DLRK, Bremen, 27. - 29. September 2011) |
| [6] Scholz, D.: Die Blended Wing Body (BWB) Konfiguration. Präsentation zum Vortrag für DGLR/VDI/RAes/HAW-Hamburg, Praxis-Seminar Luftfahrt, Hamburg, 2006. - URL: | [9] Schönhals, S.; Steen, M.; Hecker, P.: Prediction, Detection and Avoidance of Wake Vortices Using On-board Systems. In: CEAS: 3rd CEAS Air&Space Conference : Proceedings (CEAS2011, Venice, 24. - 28. October 2011) | |