

ERGEBNISSE DES FLUGZEUGVORENTWURFSPROJEKTS “FREACS” (FUTURE ENHANCED AIRCRAFT CONFIGURATIONS)

T. Pfeiffer, E. Moerland, S. Freund, Y. J. Hasan, L. Bertsch, J. Flink

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., Deutschland

Zusammenfassung

Das DLR Projekt FrEACs (Future Enhanced Aircraft Configurations) hat sich mit der Auslegung unkonventioneller Flugzeugkonfigurationen beschäftigt. Dabei war es ein wesentlicher Bestandteil, ein verteiltes Entwurfssystem aufzubauen, welches die Fähigkeit besitzt, die im Vergleich zu konventionellen Konfigurationen zusätzlich auftretenden physikalischen Effekte mittels der in den verschiedenen beteiligten Instituten verfügbaren Analysemodulen zu berücksichtigen. Für eine Verbesserung der Aussagesicherheit über die mit dem Entwurfssystem erzeugten Ergebnisse wurde die Betrachtung von Unsicherheiten mit einbezogen. Im Mittelpunkt des Projektes standen der Entwurf einer Strut-Braced Wing Konfiguration mit physikalischen Analysemodellen und die flugmechanische Analyse einer Blended Wing Body Konfiguration sowie die Überführung dieser in den DLR AVES Flugsimulator. In dieser Veröffentlichung werden das Projekt, die dort verwendeten Entwurfsmethoden und die wesentlichen erzielten Ergebnisse vorgestellt.

Abkürzungsverzeichnis

AVES	Air Vehicle Simulator
BWB	Blended Wing Body
CAP	Control Anticipation Parameter
CROR	Contra-Rotating Open Rotor
DC	Design Camp
DOE	Design of Experiments
FEM	Finite Elementen Methode
MTOM	Maximum Takeoff Mass
NLF	Natural Laminar Flow
OEM	Operating Empty Mass
SBW	Strut-Braced Wing
TLARs	Top Level Aircraft Requirements
TOD	Takeoff Distance
TOM	Takeoff Mass
UHBR	Ultra High Bypass Ratio

1. EINLEITUNG IN DAS FREACS PROJEKT

Durch wenig oder sogar nicht vorhandene empirische Korrelationen ist für die Auslegung unkonventioneller Flugzeugkonfigurationen der Einsatz eines Entwurfssystems basierend auf physikalischen Analysemodellen notwendig. Das DLR hat ein solches Entwurfssystem im Verlauf vorangegangener Projekte entwickelt und für die Auslegung von verschiedene, meist konventionelle Konfigurationen angewendet [1], [2]. Da die im Entwurfsprozess enthaltenen Unsicherheiten nicht bekannt waren, war auch die Aussagesicherheit des Entwurfssystems nicht quantifizierbar. Insbesondere bei unkonventionellen Konfigurationen, bei denen nur eine begrenzte Empirie vorhanden ist, fällt es daher schwer, die Qualität der Ergebnisse einzuordnen. Das Projekt FrEACs hatte sich das Ziel gesetzt, die Unsicherheiten im Entwurfsprozess zu quantifizieren und auf den Entwurf zweier unkonventioneller Konfigurationen anzuwenden. Für einen Markteintritt ab dem Jahr 2035 wurde zum einen eine Strut-Braced Wing Konfiguration als Kurzstreckenflugzeug, zum anderen eine Blended Wing Body Konfiguration für die Langstrecke betrachtet. Im Laufe des Projektes wurden die im DLR bereits vorhandenen Bewertungsverfahren für

Flugzeuge hinsichtlich Kosten, luftseitiger Kapazität und Lärm in den Entwurfsprozess integriert und bei der Bewertung der Konfigurationen mit einbezogen.

Das Projekt hatte eine Laufzeit von drei Jahren und hat die folgenden vier Hauptziele verfolgt:

- Der Aufbau von Entwurfsprozessen als Werkzeug für disziplinäre Forschung
- Die Analyse von unkonventionellen Flugzeugkonfigurationen
- Die Bewertung von Flugzeugkonfigurationen hinsichtlich ökonomischen und ökologischen Kriterien
- Die Quantifizierung von Unsicherheiten in den aufgebauten numerischen Entwurfsprozessen

Insgesamt waren 11 Fachinstitute mit 15 Abteilungen aus dem DLR beteiligt, dessen Kompetenzen im Entwurfssystem und in der Durchführung von sogenannten Design Camps gebündelt wurden. Ein Design Camp ist eine mehrtägige Zusammenkunft der beteiligten Spezialisten aus verschiedenen Fachdisziplinen mit dem Ziel, mittels eines formellen Ablaufs gemeinsam Entwurfsaufgaben zu lösen. Auf diese wird im späteren noch genauer eingegangen.

2. ANGEWANDTE ENTWURFSMETHODIK INNERHALB DES PROJEKTES

Eine wesentliche Grundlage für die Umsetzung des multidisziplinären Entwurfs ist die Infrastruktur, welche die Kommunikation und Zusammenschaltung der verteilten Analysewerkzeuge ermöglicht (siehe BILD 1).

2.1. Entwurfsinfrastruktur

Die Analysemodule werden dabei von den Fachdisziplinen bereitgestellt. Diese bilden die physikalischen Eigenschaften einer bestimmten Disziplin ab und modifizieren ggf. auch die zu analysierende Konfiguration auf Basis eigener Kriterien und Abhängigkeiten. Für den interdisziplinären Datenaustausch zwischen den Analysemodellen wurde das *Common Parametric Aircraft Configuration Schema* (CPACS) weiterentwickelt und verwendet. CPACS ist ein auf XML basierendes Datenaustauschformat welches unter einer Open Source Lizenz vom DLR bereitgestellt wird [3].

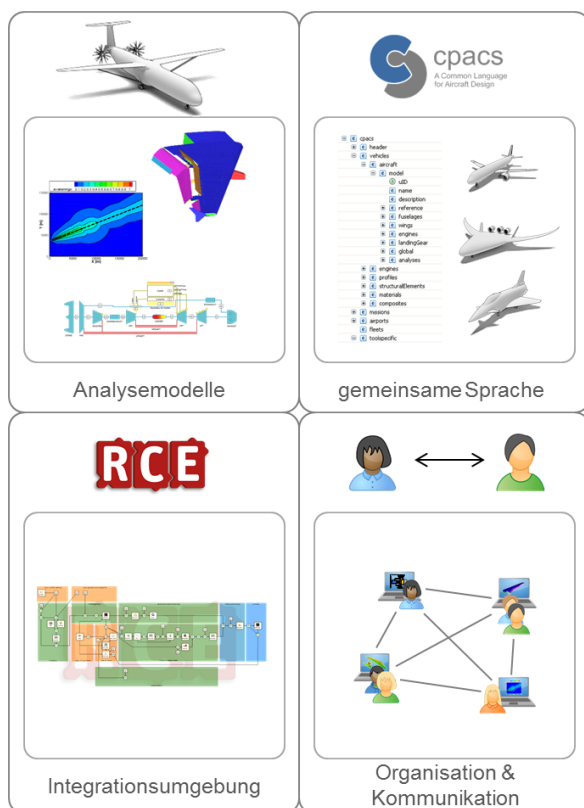


BILD 1: Bausteine zur Umsetzung des multidisziplinären Entwurfs

Für den Zusammenschluss der im DLR verteilten Analysemodelle wurde die Integrationsumgebung *Remote Component Environment* (RCE) verwendet. RCE ermöglicht es, mittels einer grafischen Benutzeroberfläche die Analysemodule zu integrieren und verteilte, datengetriebene Entwurfssysteme bzw. Simulationsworkflows aufzubauen und auszuführen. RCE-Instanzen können grundsätzlich über ein Netzwerk verbunden werden und bei entsprechender Konfiguration kann ein Tool von jeder RCE-Instanz im gleichen Netzwerk beliebig oft als Komponente in einem Entwurfssystem eingesetzt werden. Ein- und Ausgabedaten werden dabei über standardisierte Datentypen abgebildet und sind über ein dezentrales Datenmanagement zugreifbar.

Die bereitgestellten Tools befinden sich auf dedizierten Rechnersystemen der teilnehmenden Institute und werden von der Integrationsumgebung per sicherer Netzwerkbindung zusammengeführt. Somit ist es für die Anwender des Entwurfssystems möglich, auf transparente Weise die verschiedenen Analysefähigkeiten in disziplinübergreifende Simulationsworkflows zusammenzuführen [4]. Neue im Projekt entstandenen Anforderungen an RCE, wurden direkt in der Weiterentwicklung mit einbezogen.

2.2. Betrachtung von Unsicherheiten im Entwurfsprozess

Um eine Einschätzung der Aussagesicherheit des Entwurfs zu ermöglichen, ist es notwendig die im Entwurfsprozess auftauchenden Unsicherheiten, mitberücksichtigen. Eine wesentliche Quelle von Unsicherheiten sind die verwendeten Analysemodellen, welche sich durch den Zusammenschluss im Entwurfsprozess fortpflanzen und akkumulieren. Die Quantifizierung der Unsicherheiten der Analysemodule wurde durch die Spezialisten sowie durch die Auswertungen verwendeter statistischer Handbuchformeln durchgeführt.

Für die Umsetzung der Unsicherheitsanalyse auf Gesamtebene wurde eine RCE-Komponente zur Analyse und Fortpflanzung von Unsicherheiten im Entwurfsprozess entwickelt. Diese Komponente ermöglicht es, Unsicherheiten in den Entwurfsprozess einzubringen, diese zu analysieren, zu steuern und fortzupflanzen. Auf diesem Wege, konnten die in den Analysemodellen quantifizierten Unsicherheiten in das Gesamtergebnis mit einfließen.

2.3. Design Camps zur Durchführung der Entwurfsaufgaben

Ein weiterer wesentlicher und wichtiger Bestandteil des Entwurfs ist die Organisation und Kommunikation der involvierten Teilnehmer. Um die Zusammenarbeit zu fördern, wurden im Laufe des Projektes fünf Design Camps (DC) durchgeführt. Dieses waren Treffen aller Projektteilnehmer über drei Tage, bei denen intensiv gemeinsam daran gearbeitet wurde, aufkommende Meilensteine zu erfüllen. Im ersten DC wurde ein bestehendes Entwurfssystem, welches vorwiegend für die Analyse von konventionellen Flugzeugkonfigurationen erstellt wurde, getestet und die Definition der *Top Level Aircraft Requirements* (TLARs) für die unkonventionellen Flugzeugkonfigurationen und dessen Referenzkonfigurationen festgelegt. Ein zweites DC diente dazu, eine Vorauswahl bezüglich der genaueren Gestalt der Konfigurationen zutreffen. Dabei wurden z.B. die Triebwerksposition oder die Leitwerksanordnung festgelegt und über – im Vergleich zu konventionellen Konfigurationen – zusätzlich auftretende physikalische Effekte diskutiert, welche auch im späteren Entwurfssystem abgebildet werden sollten. Die physikalischen Analysen der Flugzeugkonfigurationen haben im dritten DC mit einem um der Abbildung der zusätzlichen physikalischen Effekte erweiterten Entwurfssystem stattgefunden. Ein erster Funktionstest zur Fortpflanzung von Unsicherheiten wurde in einem vierten DC durchgeführt. Hierbei wurde das bestehende Entwurfssystem um die Berücksichtigung von Unsicherheiten erweitert. Im fünften und finalen DC wurden die Analyse und die Bewertung der unkonventionellen Flugzeugkonfigurationen unter der Einbeziehung von Unsicherheiten mit dem aufgebauten Entwurfssystem durchgeführt.

3. KURZSTRECKENKONFIGURATION, STRUT-BRACED WING

Basierend auf den im vorherigen Kapitel beschriebenen Bausteinen wurde die Strut-Braced Wing (SBW) Konfiguration entworfen und analysiert sowie deren Ergebnisse einer Referenzkonfiguration gegenübergestellt. Die entworfene Konfiguration ist im BILD 2 dargestellt.

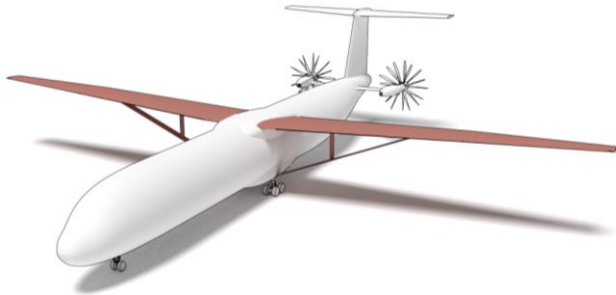


BILD 2: Eindruck des finalen Entwurfes der Strut-Braced Wing Konfiguration

Für den Entwurf wurden zusätzlich notwendige Analysemodelle in den Entwurfsprozess integriert, um die Besonderheiten dieser Konfiguration auslegen und bewerten zu können. Bei diesem Flugzeugtyp wird der Tragflügel üblicherweise als Hochdecker angeordnet und mit einer Strebe nach unten in Richtung des Rumpfes abgestützt, um so die auf den Tragflügel wirkenden Biegemomente signifikant zu reduzieren [5]. Wird das Tragwerk aus Flügel und Strebe um eine oder mehrere Zwischenstreben („Juries“) erweitert, so wird ein Fachwerk erzeugt, das auf Stabilitätsversagen weniger anfällig ist. Diese Technologie wirkt sich besonders bei aerodynamisch sehr effiziente hochgestreckten Flügeln mit geringer Profildicke positiv auf die primäre Strukturmasse aus. Ohne Strebe wäre diese Flügelform sehr biegeweich.

3.1. Anforderung und Vorauswahl

Der SBW wird als möglicher Nachfolger für ein Flugzeug der Sitzplatzkategorie für 150 bis 180 Passagiere (ähnlich A320/B737) für das Jahr 2035 gesehen. Ein Auszug aus den TLARs der SBW Konfiguration und der A320 ähnlichen Referenzkonfiguration sind in der TABELLE 1 aufgelistet. Eine genauere vergleichende Betrachtung der TLARs findet noch im Abschnitt 3.3 statt.

Name	Beschreibung	SBW	Referenz
Pax	Anzahl der Passagiere	154	150
Reichweite	Maximale Reichweite @ M_{max} Nutzlast	2000 nm	3000 nm
M	Machzahl im Reiseflug bei ICA	0.72	0.78

TABELLE 1: TLARs der SBW Konfiguration und der Referenzkonfiguration

Für die Auswahl einer Konfiguration wurde das zweite Design Camp durchgeführt. Ziel des zweiten Design Camps war es, basierend auf der Erfahrung und Einschätzung der Spezialisten, aus der Vielzahl möglicher SBW Konfigurationen den vielversprechendsten Kandidaten auszuwählen und somit den zu betrachtenden Entwurfsraum einzuschränken. Dazu wurden zunächst aus einer größeren Anzahl von Möglichkeiten sechs Kandidaten mit

verschieden Triebwerks-, Leitwerks- und Fahrwerksanordnungen ausgewählt, welche dann einer genaueren qualitativen Analyse unterzogen wurden. Im BILD 3 sind sechs vorausgewählte Kandidaten skizziert.

Für die finale Auswahl eines SBW Konzepts, wurden die relevanten positiven und negativen Eigenschaften herausgearbeitet und diese über ein gewichtetes Wahlsystem, auch *Harris-Profil* genannt [6], bewertet. Die ausgewählte Konfiguration (IV) verfügt über zwei am Rumpf befestigte CROR (contra-rotating open rotor)-Triebwerke in Druckanordnung und mit einem an der Strebenwurzel montierten Fahrwerk (BILD 2). Dabei wurde das verwendete CROR-Triebwerk in dem parallelen DLR Projekt PEGASUS („Preliminary Gas Turbine Assessment and Sizing“) entworfen. Da bei einem derartigen CROR-Antrieb bei Machzahlen oberhalb von $Ma = 0.72$ mit großen Verlusten in der Effizienz zu rechnen ist, wurde die Reiseflugmachzahl reduziert. Nachdem die Auswahl einer Konfiguration getroffen wurde, konnte diese in den Entwurfsprozess überführt und deren physikalische Eigenschaften analysiert werden.

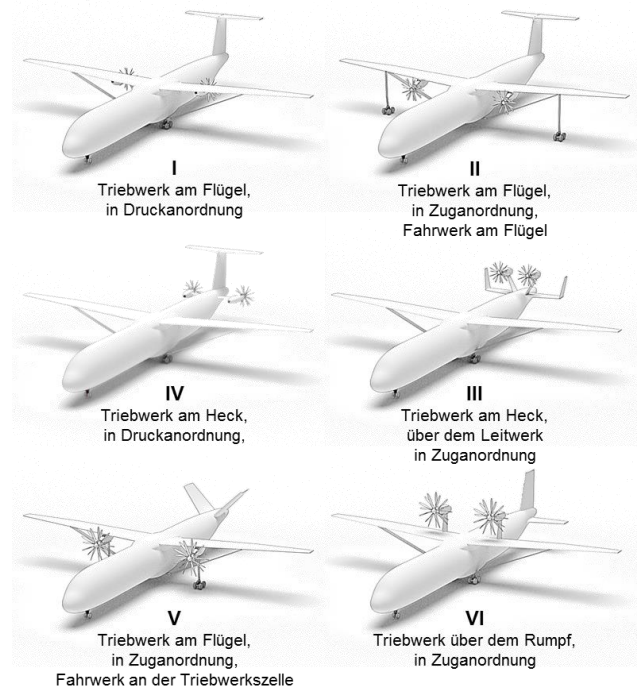


BILD 3: Vorausgewählte Kandidaten mit verschiedenen Triebwerks-, Leitwerks- und Fahrwerksanordnungen

3.2. Analyseprozess

Der aufgebaute Entwurfsprozess für die Analyse der SBW Konfiguration ist in schematisch BILD 4 dargestellt. Er ist in mehreren Analysenlevels unterteilt. Auf Level 0 werden Analysemodelle verwendet, welche auf empirischen Berechnungen und Ersatzmodellen basieren. Auf Level 1 werden einfache physikalische Verfahren und auf Level 2 genauere physikalische Verfahren angewendet. Alle Analysephasen von der Initialisierung (Level 0) bis zu den detaillierteren Analysen (Level 2) werden automatisiert nacheinander gestartet. Sind die Analysen auf einem Level durchgelaufen, so werden die Ergebnisse an die Analysen des nächst höheren Level übergeben [7]. Der Vorteil eines solchen sequenziellen Ablaufes ist, dass der zeitliche Aufwand des gesamten Entwurfes, durch die

Reduktion von Iterationszyklen auf den höheren Ebenen, reduziert werden kann. Die Rechenzeit nimmt hier mit dem Analyselevel zu. Wird bereits auf niedrigerem Level eine Näherung der Lösung gefunden, so reduziert dies die Anzahl der Iterationszyklen auf den höheren, zeitaufwändigen Levels.

Am Anfang des Simulationsworkflows werden TLARs zur Verfügung gestellt und die Werkzeuge aus Analyse-Level 0 gestartet. Auf diesem Level wird ein Kabinenentwurf (*Fuselage and Cabin Design*, FuCD) ausgeführt, in dem die Rumpfgeometrie und Kabinenelemente festgelegt werden. Des Weiteren werden ein Triebwerkskennfeld und die Masseninformationen des integrierten CROR-Triebwerks aus einer Datenbank (TWdat) importiert. Die erste geometrische Anordnung der Flügel und Leitwerke wird mit dem Analysemodul VAMPzero [8] bestimmt. VAMPzero basiert auf einer Kombination von empirischen Formeln und Ersatzmodellen, welche aus Analysen höheren Levels stammen. Dazu sind im Vorhinein Berechnungen auf hohen Levels durchgeführt worden, um empirische Daten spezifisch für den SBW zu erzeugen.

Auf Level 1 werden die aerodynamischen Eigenschaften sowie das strukturelle Gewicht der Flügel, Leitwerke und der Triebwerkspylone genauer bestimmt. Da für die auf Level 0 bestimmte Geometrie des Flügels nur eine empirische Verteilung der Flügelverwindung angenommen wurde, wird diese zunächst durch eine Optimierung eingestellt. Dabei wird für einen vorgegeben Auftriebsbeiwert, die Flügelverwindung an zwei Stellen des Flügels (Knick und Spitze) variiert, bis der Induzierte Widerstand minimal wird. Mit der Neubestimmten Flügelverwindung werden die strukturellen Massen von Flügel, Strebe und Pylon sowie die aerodynamischen Polaren bestimmt. Diese Ergebnisse fließen zusammen mit den Informationen über Triebwerksleistungen in eine Missionssimulation ein, in der unter anderem der Missionskraftstoffverbrauch bestimmt wird. Basierend auf den bestimmten Massen aus den physikalischen Analysemodellen wird mit VAMPzero eine Synthese durchgeführt, in der das Layout und die Position der Flügel und der Leitwerke sowie die Größen und Positionen der nicht physikalisch analysierten Massen angepasst werden. Dieses Prinzip wird so lange wiederholt, bis die Flugzeugleermasse (OEM) und maximale

Startmasse (MTOM) konvergieren. Mit den konvergierten Ergebnissen werden die Analysemodelle auf Level 2 gestartet.

Auf Level 2 wird zunächst eine Reihe von relevanten Böen und Manöverlastfällen bestimmt. Die Manöverlastfälle werden dann durch die Einstellung von Triebwerksschub und das Höhenleitwerk getrimmt, sodass sich die Summe aller Momente um die Querachse zu null ergibt. Das getrimmte Flugzeug wird anschließend in einer Finite-Elemente-Modellierung (FEM) verwendet, um eine detaillierte Flügel- und Strebenstruktur zu dimensionieren. Die neu berechnete Strukturmasse wird zusammen mit der abgeschätzten Sekundärmasse des Flügels und allen anderen Massen zur Flugzeugleermasse (OEM) aufsummiert. Anschließend wird mittels Missionsanalyse die Treibstoffmasse bestimmt und eine Synthese durchgeführt. Auch hier wird dieser Abschnitt wiederholt, bis die Flugzeugleermasse (OEM) und die maximale Startmasse (MTOM) das Konvergenzkriterium erfüllen.

Am Ende des Entwurfsprozesses wird noch eine detaillierte Missionssimulation durchgeführt, welche die Berechnung einer detaillierten Nutzlast-Reichweiten-Verteilung beinhaltet. Des Weiteren wird ein globales FEM (GFEM) -Modell mit Rumpf und Flügeln erstellt, um die mechanische Interaktion zwischen Strebe, Rumpf und Tragflügel zu bewerten.

Der aufgebaute Entwurfsprozess kann in einem nächsten Schritt verwendet werden, um Entwurfsstudien durchzuführen. Basierend auf allen gewonnenen Ergebnissen können Abhängigkeiten von Parametern, Technologien oder Design-Entscheidungen identifiziert und somit nach einer optimalen Konfiguration gesucht werden.

3.3. Gesamtbewertung

Um die Basis für einen Nachvollziehbaren Vergleich von den technologischen Fortschritten zu schaffen, erfolgt die Modifikation von konventioneller zur beschriebenen unkonventionellen Konfiguration schrittweise wie es im BILD 5 dargestellt ist. Dabei wurden alle Konfigurationen in demselben Entwurfssystem analysiert. Der herkömmliche Turbofan (CFM56) wird in der ersten Untersuchung durch ein CROR-Triebwerk (Konfiguration #1) ersetzt. Um aus-

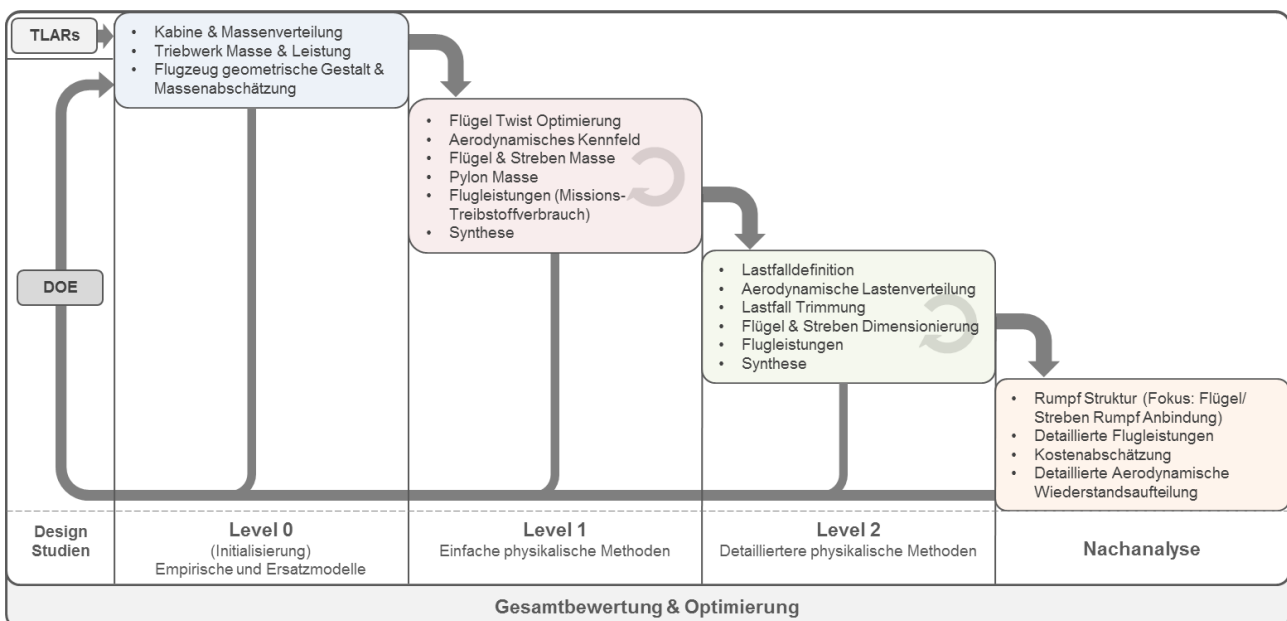


BILD 4: Schematische Darstellung des Entwurfsprozess der SBW Konfiguration

reichende Bodenfreiheit zu ermöglichen, wurde die Triebwerksanordnung - so wie im zweiten Design Camp ermittelt - am Heck gewählt. Für die Konfiguration #2 wird die Randbedingung der Flügelspannweite b auf die nächsthöhere Flughafen-Klasse (d.h. $b = 52$ m) geändert, welches eine Erhöhung der Streckung ermöglicht. Die dritte (#3) untersuchte Konfiguration verfügt zusätzlich über einen abgestrebten Flügel, um eine höhere Spannweite bzw. Streckung des Flügels zu ermöglichen und spiegelt die in den Design Camps ausgewählte SBW Konfiguration wieder.

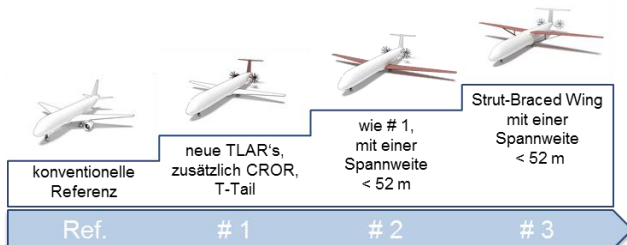


BILD 5: Schritte der Anpassung zur untersuchten SBW Konfiguration

3.4. Optimierung

Nachdem die TLARs definiert waren, ein Konzept ausgewählt und das Entwurfssystem aufgebaut wurde, konnten Parameterstudien (Design of Experiments, DOE) mit ausgewählten Designparametern der Konfigurationen #1 bis #3 durchgeführt und die Referenzkonfiguration nachgerechnet werden. Die hierfür ausgewählten Designparameter und deren Intervalle sind in der TABELLE 2 aufgelistet.

Parameter	Einh.	ref.1	#1 & #2	#3
Flügel				
Streckung	-	9.3	9 - 20	15 - 20
Dicke t/c_{mittel}	-	0.13	0.08 - 0.12	0.08 - 0.12
Last	kg/m ²	602	460 - 620	460 - 540
Strebe				
Position $\eta_{\text{Flügel}}$	-	-	-	0.25 - 0.75
Tiefe ($* c_{\text{Flügel}}$)	-	-	-	0.2 - 0.5
Dicke t/c_{mittel}	-	-	-	0.08 - 0.14
Anzahl Jury	-	-	-	0, 1, 2
Operationell				
Init. Reiseflughöhe	km	10.7	11 - 13	11 - 13
Laminarität (Flügel Oberseite, Strebe)	-	0%	50%	50%

TABELLE 2: Designparameter der untersuchten Konfigurationen und deren Intervalle

Basierend auf den Ergebnissen der DOE-Studien wurden Antwortflächen generiert, in denen nach einem Optimum gesucht werden konnte. Ziel war es, die Parameterkombination mit dem geringsten Missionskraftstoffverbrauch zu finden. Die in den Antwortflächen gefundenen Optima wurden anschließend im Entwurfssystem überprüft und sind in TABELLE 3 aufgelistet. Es wurde für den Vergleich des Treibstoffverbrauches eine Missionsreichweite von 1700 nm gewählt, da 95% aller Flugzeuge derselben Sitzplatzkategorie, maximal diese Distanz fliegen.

Die Konfiguration #1 zeigt das große Sparpotenzial gegenüber der Referenzkonfiguration, welches sich maßgebend durch die Verwendung von den CROR-Triebwerken ergibt: der spezifische Kraftstoffverbrauch (SFC) wird auf Kosten eines erhöhten Gesamtgewichts erheblich gesenkt. In Kombination mit einer geringeren Fluggeschwindigkeit und der Annahme einer natürlichen Laminarhaltung der Flügelgrenzschicht, könnten unter

Berücksichtigung aller iterativen Abhängigkeiten, Kraftstoffersparungen von etwa 32% erzielt werden. Dieses große Energiesparpotenzial muss allerdings durch eine starke Erhöhung des Fluglärms und der Reduzierung der Fluggeschwindigkeit bezahlt werden.

Als Ergebnis zeigt die Konfiguration #2, dass relativ große Flügelstreckungen realisiert werden können, die zu einer Einsparung von weiteren 5% Kraftstoff führen. Nachteilig erweist sich hier jedoch die erhebliche Zunahme der Spannweite und die größere Abflugmasse (TOM) welche vorwiegend durch die steigende Flügelmasse hervorgerufen wird. Beide Faktoren haben eine Auswirkung auf die operationellen Aspekte am Flughafen und damit auf die anfallenden Gebühren. Konfiguration #3 beschreibt schließlich alle technologischen Änderungen dieser Studie: Eine weitere Reduzierung der Kraftstoffmasse von 7% kann durch das Streben-Konzept erreicht werden. Im Vergleich zur Referenz liegt das das Potenzial durch die Verwendung aller Technologien bei einer Kraftstoffeinsparung von 44%. Dabei muss allerdings erwähnt werden, dass die Annahme einer laminaren Grenzschicht auf weiten Teilen des Flügels, ebenso wie eine größere Reiseflughöhe, eine Voraussetzung ist, um die Strebe nutzbringend einsetzen zu können. Des Weiteren hat eine nachgeschaltete Betrachtung der aeroelastische Flügелеigenschaften ein einschränkendes Flatterverhalten der Flügel-Streben Anordnung aufgezeigt, welches sich negativ auf die Gesamtflügelmasse auswirken kann. Dies wurde in der Gesamtsynthese der SBW Konfiguration noch nicht betrachtet. Genauere Informationen und Ergebnisse dazu sind in [7] ausgeführt.

		Ref.	#1 $\Delta\%$	#2 $\Delta\%$	#3 $\Delta\%$
Technologie	Konv.		+ TLARs + CROR + NLF	#1+ b < 52m	#2 + Strebe
Parameter	Einh.				
Treibstoffverbrauch					
Block (1700 nm)	kg	9270	6290 -32	5810 -37	5180 -44
Aerodynamik					
L/D (Cruise)	-	18.5	20.7 12	25.9 40	26.5 43
Triebwerk					
SFC _{cruise}	$\frac{g}{hN}$	64	41 -36	41 -36	41 -36
Massen					
MTOM	t	73.5	81.4 11	89.4 22	74.1 1
OEM	kg	41	48.1 17	59.9 46	46.8 14

TABELLE 3: Ergebnisse der Studien zur SBW Konfiguration

3.5. Flugmechanische Analyse

Eine nachgeschaltete Analyse der Flugeigenschaften der optimierten SBW Konfiguration wurde zu Beginn des Landeanflugs und kurz vor Ausfahren der Hochauftriebsklappen bei einer Machzahl von rund 0,4 und in einer Höhe von 2000 Metern durchgeführt. Dies entspricht der Flugphase CAT.C. Aufgrund seiner Größe und der Ausführung als Kurzstreckenflugzeug kann der hier betrachtete SBW der Flugzeugklasse 2 zugeordnet werden. Die Analyse hat gezeigt, dass die SBW Konfiguration gute Flugeigenschaften besitzt. Des Weiteren wurde die Startleistung analysiert und es ergab sich, dass eine vergleichsweise kurze Startstrecke von TOD = 881 m (bei $V_2 = 138$ kt) benötigt wird.

3.6. Wirtschaftlichkeitsanalyse

In einer Wirtschaftlichkeits-Analyse wurde der Einfluss des langsameren Fliegens auf Fluggesellschaften durch die Einführung eines SBW untersucht. Es ergab sich aus Sicht unterschiedlicher Geschäftsmodelle von Fluggesellschaften, dass durch eine Einführung des SBW der Profit der untersuchten Fluggesellschaften unter der Annahme von bestimmten Randbedingungen, trotz der hohen Kraftstoffersparungen, auch sinken kann. Jedoch ist auch festzustellen, dass insbesondere beim Einsatz des SBW auf kurzen Strecken die erwarteten Zeitverluste gering sind, sodass hier unter einer gegebenen Unsicherheit das größte Potenzial aus Sicht des Betreibers zu sehen ist.

3.7. Einbeziehung von Unsicherheiten

Für die Einbeziehung der Unsicherheiten wurde der Level 0 und Level 1 Abschnitt des Entwurfssystems um eine Analysekomponente für die Unsicherheiten erweitert. Im Level-0-Abschnitt des Analyseprozesses wurden die Unsicherheiten aus VAMPzero analysiert, indem dieses mehrfach gestartet und die stochastischen Ausgangsparameter beobachtet wurden. VAMPzero beinhaltet die Information über die Unsicherheiten der verwendeten statistischen Formeln, welche durch einen internen Zufallszahlengenerator nach außen gegeben werden können.

Auf Level 1 wird die Unsicherheitsanalyse der Massen-Konvergenzschleife nachgeschaltet. Die Unsicherheitskomponente umklammert hier alle Analysewerkzeuge inklusive der Missionsanalyse, in der unter anderem der Missions-Kraftstoffverbrauch ermittelt wurde. An dieser Stelle werden zum einen die bestimmten Unsicherheiten aus der Level 0 Analyse, sowie die von den Spezialisten bestimmten Unsicherheiten, von der Unsicherheitskomponente verwendet. Die von den Spezialisten bestimmten Unsicherheiten sind in der TABELLE 4 aufgelistet. Simuliert wurden die Unsicherheiten, in dem alle Eingangparameter, welche mit Unsicherheiten behaftet waren, zufällig unter der Annahme einer Normalverteilung variiert wurden. Es ergab sich hier eine Standardabweichung von 6.3 % des Kraftstoffverbrauches der Konfiguration #3. Unter der Annahme, dass die Unsicherheiten ausreichend gut quantifiziert und fortgepflanzt wurden, zeigt der SBW eine potentielle Verbesserung mit einer hohen Wahrscheinlichkeit gegenüber der Referenz.

Parameter	Standardabweichung	Typ
Flügelstruktur Masse	15	Prozentual
Streben Masse	40	Prozentual
Rumpfstruktur Masse	10	Prozentual
Widerstandsbeiwert	0.002	Absolut

TABELLE 4: Von den Spezialisten bestimmte Unsicherheiten

4. LANGSTRECKENKONFIGURATION, BLENDED WING BODY

Die entworfene Blended Wing Body Konfiguration (BWB) stellt eine Langstreckenkonfiguration dar und orientiert sich grob an der Konfiguration des NACRE BWB [9]. Durch ihre große Ladekapazität und sehr guten aerodynamischen Eigenschaften sowie dem Potential der Abschirmung des Triebwerkslärms, birgt diese unkonventionelle Flugzeugkonfiguration großes Potenzial, zur Effizienzsteigerung des Luftverkehrs beizutragen. Sie stellt

damit eine mögliche Alternative dar, um auf das zukünftig weiter steigende Flugaufkommen zu reagieren.



BILD 6: Eindruck des finalen Entwurfes der Blended Wing Body Konfiguration

4.1. Anforderung und Vorauswahl

Der BWB wird als möglicher Nachfolger für ein Flugzeug der Sitzplatzkategorie für 450 Passagiere für das Jahr 2035 untersucht. Ein Auszug aus den TLARs der BWB Konfiguration ist in der folgenden TABELLE 5 aufgelistet.

Name	Beschreibung	Wert
Pax	Anzahl der Passagiere	450
Reichweite	Maximale Reichweite @ $m_{maxNutzlast}$	8500 nm
M	Machzahl im Reiseflug bei ICA	0.85

TABELLE 5: TLARs der Blended Wing Body Konfiguration

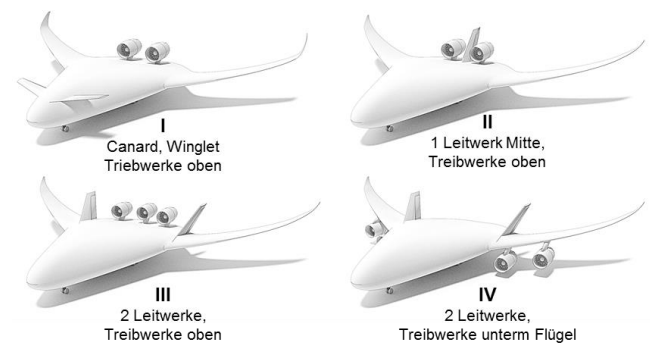


BILD 7: Vorausgewählten BWB Kandidaten mit unterschiedlichen Triebwerks- und Leitwerksanordnungen

	Fuel Efficiency			Controllability			Design Complexity			Noise			Maintainability			Mission Flexibility			* Passenger Comfort *										
	+2	+1	-2	+2	+1	-2	+2	+1	-2	+2	+1	-2	+2	+1	-2	+2	+1	-2	+2	+1	-2								
I	1	7	4	0	0	6	3	2	0	2	3	6	1	0	6	5	0	0	1	7	3	0	4	7	0	0	4	6	1
II	4	8	0	0	0	0	7	4	1	3	6	1	1	8	2	0	0	3	7	1	0	4	7	0	0	6	5	0	
III	3	6	3	0	4	7	0	0	1	6	4	0	9	2	0	0	0	3	6	2	0	7	1	3	1	0	1	0	0
IV	7	4	1	0	6	4	1	0	6	5	0	0	0	0	4	7	4	6	1	0	3	6	2	0	0	0	0	5	6

TABELLE 6: Harris-Profile zur Auswahl der BWB Konfiguration

Für die Auswahl eines BWB Konzepts wurde die gleiche Vorgehensweise wie bei der SBW Konfiguration angewendet. Es wurden zunächst vier Kandidaten mit unterschiedlichen Triebwerks- und Leitwerksanordnungen ausgewählt und für diese die relevanten positiven und negativen physikalischen Effekte herausgearbeitet (Siehe BILD 7). Anschließend wurden auch diese mittels Harris-

Profile (siehe TABELLE 6) durch die Spezialisten bewertet. Die ausgewählte Konfiguration (III) verfügt über drei auf dem Rumpf befestigte Triebwerke, zwei Seitenleitwerke und ist im BILD 6 dargestellt. Ausgehend von den Besonderheiten bei der Flugsteuerung der BWB Konfiguration, wurde ein Flugsteuerungskonzept entwickelt, welches eine Grundlage der flugmechanischen Analysen war.

Die Geometrie der BWB Konfiguration basiert hier auf einem in der Vergangenheit entworfenen Konzept aus [10] mit einer höheren Reichweite und einer größeren Anzahl an Passagieren. Für die Verwendung in diesem Projekt wurde diese herunter skaliert und die aerodynamische Form neu optimiert.

4.2. Analyseprozess

Der Analyseprozess für die BWB Konfiguration ist in BILD 8 dargestellt. Dieser besteht aus dem Laden der Geometrie, dem Hinzufügen eines Triebwerkes, einer initialen Analyse, einer detaillierteren aerodynamischen Analyse sowie der Analyse der flugmechanischen Eigenschaften. Das verwendete UHBR (ultra high bypass ratio) - Triebwerk stammt wie auch bei der SBW Konfiguration aus dem Projekt PEGASUS. In der initialen Analyse werden alle flugzeugspezifischen Massen, Schwerpunktlagen und Trägheitsmomente bestimmt, sowie eine erste Abschätzung der Missionstreibstoffmasse durchgeführt. Für die flugmechanischen Untersuchungen wurden mit dem 3D-Panelverfahren VSAERO detaillierte aerodynamische Kennfelder erzeugt.

Die erzeugte Information über die Masse, das Triebwerk, die Aerodynamik und die Geometrie werden anschließend an das Analysemodell FlightSim [11] übergeben, das eine Flugsimulation durchführt. Dabei wird das Flugzeug zunächst getrimmt. Anschließend werden entsprechend der Nutzerangabe, entweder eine Linearisierung um den Arbeitspunkt sowie die Ermittlung der Übertragungsfunktionen in Längs- und Seitenbewegung vorgenommen, oder eine nichtlineare ungerichtete oder geregelte Flugsimulation durchgeführt. Das Tool HAREM [12] [13] [14] (Handling Qualities Research and Evaluation using MATLAB) übernimmt anschließend die Bewertung der Flugeigenschaften, bevor die Ergebnisse in einem CPACS-Datensatz abgespeichert werden.

In einem Parallelzweig werden dieselben Daten ebenfalls an das Analysemodell FlightSim übergeben, welches ein flugdynamische Modell erzeugt und in dem Analysemodell MAPET [15] (Model based Aircraft Performance Evaluation Tool, FT-FDS) verwendet wird. In MAPET werden dann Analysen zur Startstrecken-Berechnung vorgenommen.

4.3. Gesamtbewertung

Der Fokus bei der Blended Wing Body Konfiguration lag auf der Flugmechanischen Analyse. Jedoch wurde hierfür zunächst eine Konfiguration mit geringerer Detaillierung entworfen und die Aerodynamik analysiert. Auch hier wurden Unsicherheiten mitberücksichtigt, welche durch die Spezialisten bestimmt wurden und im Analyseprozess integriert und fortgepflanzt wurden.

Eins der so entstandenen Ergebnisse ist in der BILD 9 gezeigt. Das dort gezeigte CAP (Control Anticipation Parameter)-Kriterium charakterisiert prinzipiell die Agilität des Fluggerätes in der Längsbewegung. Die Flugeigenschaften für dieses Kriterium werden mithilfe der in TABELLE 7 dokumentierten Bewertungslevel bewertet. Darüber hinaus bedeutet ein Flugzeugverhalten von Level >3, dass das Flugzeug nicht mehr kontrollierbar ist. Ein solches Flugverhalten ist folglich inakzeptabel.

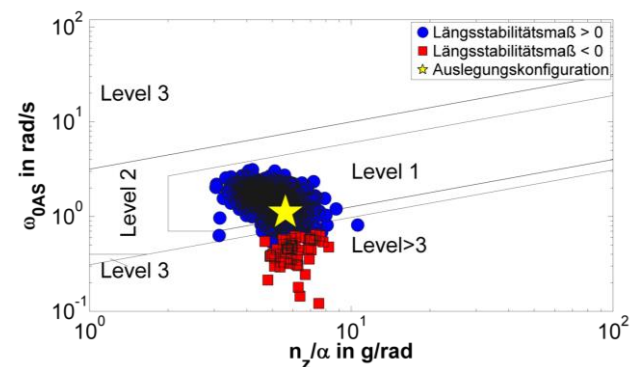


BILD 9: CAP-Kriterium unter Berücksichtigung von Unsicherheiten

Bewertung	
Level 1	Flugeigenschaften befriedigend
Level 2	Flugeigenschaften akzeptabel
Level 3	Flugeigenschaften kontrollierbar

TABELLE 7: Bewertungslevel für die Flugeigenschaftskriterien

Die Konfigurationen, die infolge einer Schwerpunktvariation ein negatives Stabilitätsmaß besitzen, werden durch rote Quadrate repräsentiert. Die Basiskonfiguration erreicht Level 1, was bedeutet, dass die Flugzeugreaktion auf ein kommandiertes Lastvielfaches angemessen ist und der Pilot anhand der Rückmeldung weder zum Über- noch zum Untersteuern neigt. Während der Großteil der Datenpunkte mit statistisch variierten Datenpunkten im Umfeld der Basiskonfiguration liegen, äußert sich das negative Längsstabilitätsmaß in einer deutlich verringerten unge-

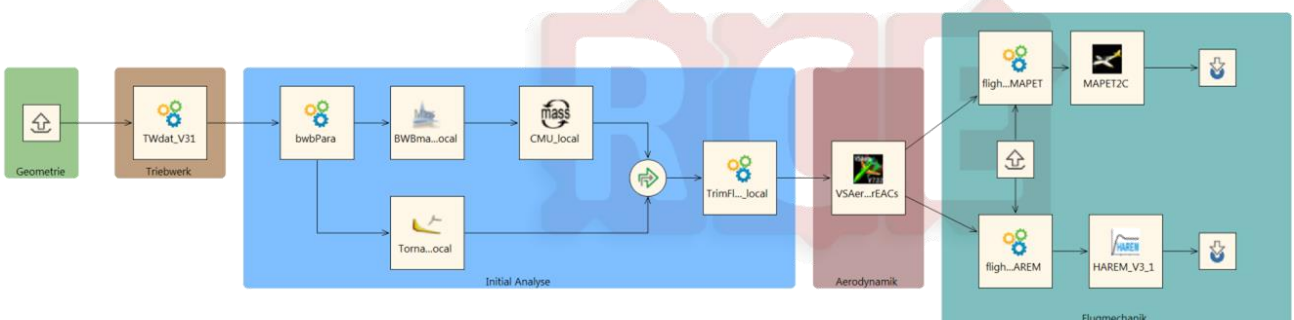


BILD 8: Analyseprozess der Blended Wing Body Konfiguration

dämpften Eigenkreisfrequenz der Anstellwinkelschwingung, sodass nur Level >3 erreicht wird. Diese Datenpunkte repräsentieren folglich Variationen des BWB, die mit Hinblick auf das CAP-Kriterium nicht kontrollierbar sind. Nichtsdestotrotz weist die Basiskonfiguration des hier betrachteten BWB noch ausreichend Marge zu den Levelgrenzen auf, sodass unter Berücksichtigung der Unsicherheiten noch immer rund 55% der Konfigurationen Level 1 erreichen.

Zusammengefasst ergab die flugmechanische Analyse, dass die BWB Konfiguration akzeptable Flugeigenschaften in der Längsbewegung aufweist und in der Seitenbewegung nur mittels eines Reglers fliegbar ist. Genauere Ergebnisse dazu finden sich in [16] wieder.

Für eine Analyse der Startleistungen wurde zunächst nach der Rotationsgeschwindigkeit V_R gesucht, bei der die Startstrecke minimal wird. Als optimal ergab sich eine V_R von 175 kt bei einer Abflugmasse TOM von 436 Tonnen. Dabei kommt es zu einer Abhebestrecke von 2053 m bei einer Abhebegeschwindigkeit von $V_{LOF} = 189$ kt. Die Startstrecke (TOD, Takeoff Distance) bei einer Geschwindigkeit von $V_2 = 192$ kt über der Sicherheitshöhe beträgt 2250 m. Hochauftriebs Elemente waren im bestehenden Konfigurationsdatensatz nicht enthalten und blieben daher unberücksichtigt. Es ist anzunehmen, dass diese jedoch zu einer deutlichen Reduzierung der Startstrecke führen werden.

Im Weiteren wurden Sensitivitätsstudien der Startstecke durchgeführt und das Verhalten dieser auf eine Änderung der TOM und Fahrwerksposition analysiert. Die Startstrecken-Änderung verhielt sich dabei proportional zum TOM. Eine 10% Änderung der TOM erbrachte hier eine Änderung der Startstecke von rund 10%. Deutlich sensibler reagierte die Startstrecke auf eine Fahrwerkspositions-Änderung. Es war hier z.B. festzustellen, dass bei einer 2% Verschiebung des Fahrwerks nach hinten (von 23.5 auf 24 m), sich die Startstrecke um 28% verlängert. Dies ist dadurch begründet, dass eine deutlich erhöhte Geschwindigkeit nötig wird, um ausreichend Höhenrudereffektivität zu erhalten, mit der die Rotation eingeleitet werden kann.

4.4. Automatisierte Anbindung des Entwurfsprozesses an der AVES Flugsimulator

Nachdem die Flugeigenschaften und Flugleistungen analysiert wurden, wurde die BWB Konfiguration in den Flugsimulator AVES (Air Vehicle Simulator) überführt. Dafür wurde das im Rahmen des Projektes erstellte Modell genutzt. Als Systemumgebung wurde dabei das vom Institut für Flugsystemtechnik entwickelte umfangreiche Airbus A320-Modell verwendet. Das flugdynamische Modell wird von FlightSim in einer S-Function ausgegeben. Diese wird in die Matlab/Simulink-Umgebung des A320 Modells eingebunden und das gesamte Modell dann für die AVES-Echtzeitumgebung in C++ kompiliert. Mit diesem Schritt konnten erste Tests durchgeführt werden und ist die Basis für weitere mögliche Simulorkampagnen. Dabei könnten Pilotenbewertungen eingeholt und weitere wichtige Erkenntnisse über die Flugeigenschaften des BWB gewonnen werden. BILD 10 zeigt zusammengefasst den realisierten Gesamtprozess, von den Anforderungen (TLARs) bis hin zu den Pilotenbewertungen.

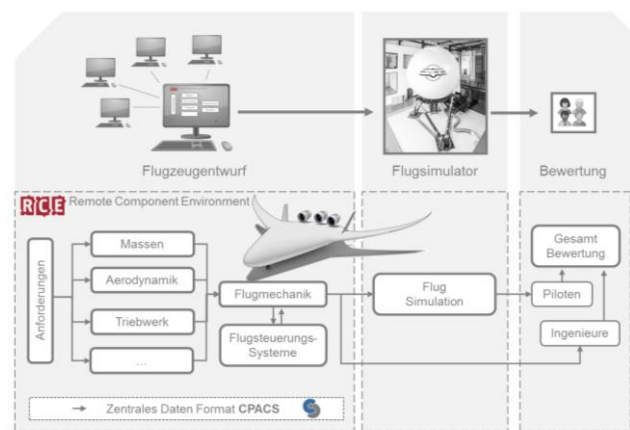


BILD 10: Gesamtprozess der BWB Analysen

5. UMWELTANALYSE

Für eine umfassende Bewertung der neuartigen Flugzeugkonfigurationen wurden in diesem Projekt die Bereiche Lärm, Schadstoffe und Wirtschaftlichkeit untersucht und die Methoden weiterentwickelt. Im Bereich Lärm können die Arbeiten in drei Schwerpunktsbereiche aufgeteilt werden. Diese Schwerpunkte sind Untersuchungen zum Gesamtflugzeug, detaillierte Studien zum Triebwerkslärm und experimentelle Arbeiten im Bereich Schallabschattung. Der Bereich Schadstoffe setzt sich aus Untersuchungen zur Brennkammer und Klimabewertung zusammen. Die Wirtschaftlichkeitsanalyse besteht aus Untersuchungen zu Kapazität und Netzplanung.

Eine wesentliche Erweiterung in diesem Projekt war es, die akustischen Bewertungsfähigkeiten im Vergleich zu den Vorgängerprojekten weiter auszubauen. Im DLR stehen für eine Systembewertung der Lärmimmission mehrere Werkzeuge zur Verfügung [17]. Im Rahmen von FrEACs wurde das Werkzeug PANAM [18] in die Prozesskette eingebunden. In einem ersten Schritt wurden die Quellmodelle für den Verdichterslärm einem Vergleich mit experimentellen Daten unterzogen. Dazu wurde mit Simulationswerkzeugen des DLR das thermodynamische Kreisprozessmodell des gewählten Referenztriebwerks ausgelegt [19]. Aus diesem Kennfeld wurden anschließend die für eine Lärmrechnung erforderlichen Eingabedaten extrahiert, um schließlich die Experimente nachsimulieren und die Ergebnisse einem detaillierten Vergleich unterziehen zu können. Die Erkenntnisse der Vergleichsrechnungen bestärken die Zuverlässigkeit der eingesetzten Quellmodelle und wurden außerdem dazu verwendet, die Unsicherheiten in der Triebwerkslärmmodellierung abzuschätzen. Die Erkenntnisse wurden direkt in eine Unsicherheitsbetrachtung der Simulation des gesamten Flugzeuges entlang seiner simulierten An- und Abflugbahn eingebracht. Der Prozess der Gesamtlärmvorhersage konnte im Laufe von FrEACs erstmals um eine Unsicherheitsbetrachtung erweitert werden [20]. So ist es jetzt möglich, für konventionelle Flugzeugkonfigurationen eine erste Abschätzung der Unsicherheiten für die prognostizierten Lärmpegel anzugeben.

Eine vielversprechende Möglichkeit, den Verdichterslärm zu reduzieren, ist, diesen durch strukturelle Maßnahmen von einer direkten Schallabstrahlung zum Boden abzuschirmen [21]. Diese sogenannten Abschattungseffekte sind vor allem für Blended Wing Konfigurationen von elementarer Bedeutung. Innerhalb des DLR stehen

numerische Verfahren zur Verfügung, um diese Abschattungseffekte zu berechnen und in eine Gesamtlärmprognose einfließen zu lassen [22]. BILD 11 zeigt die berechnete Abschattungswirkung für den Bläserlärm für eine beispielhaft ausgewählte Frequenz von 400 Hz. Deutlich zu erkennen ist das große abgeschattete Gebiet, in dem deutlich weniger Schall eingetragen wird. Mit den so berechneten Abschattungsfaktoren kann abschließend der Lärmeintrag entlang einer simulierten Flugbahn des BWB berechnet werden. Ein großes Problem stellen fehlende experimentelle Daten dar, die einen Vergleich der Simulation mit Messungen ermöglichen würden. Aus diesem Grund wurde in FrEACs eine experimentelle Datenbank erstellt für verschiedene Flugzeugkonzepte und Abschattungsvarianten [23]. BILD 12 zeigt den Versuchsaufbau im DNW NWB Windkanal, in dem die Abschattungswirkung verschiedener Flugzeugmodelle vermessen wurde. Eine Referenzschallquelle konnte durch die Erzeugung eines kleinen Plasma, mittels fokussiertem Laserstrahl, realisiert werden. Diese Datenbank wird in Zukunft dazu genutzt, die numerischen Ansätze und Verfahren mit der Wirklichkeit zu vergleichen. Auf diese Weise soll die Qualität der Abschattungsrechnung eingeschätzt werden und die ermittelten Unsicherheiten in der Gesamtlärmprognose eingebracht werden. Es soll die Aussage ermöglicht werden, wie sich die Ergebnisunsicherheiten einer abgeschatteten Flugzeugkonfiguration verhalten. Im Laufe von FrEACs wurden für die Unsicherheitsanalyse daher die Unsicherheiten der Abschattungsrechnung vorerst noch abgeschätzt [20].

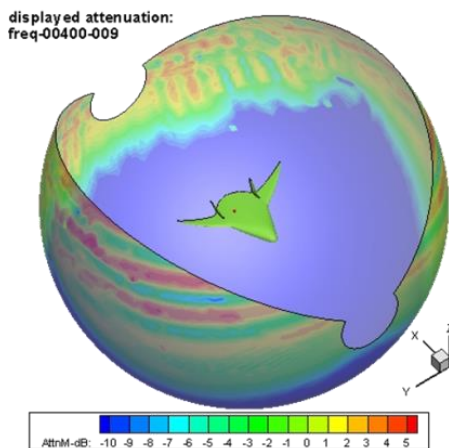


BILD 11 Abschattungsanalysen der BWB Konfiguration

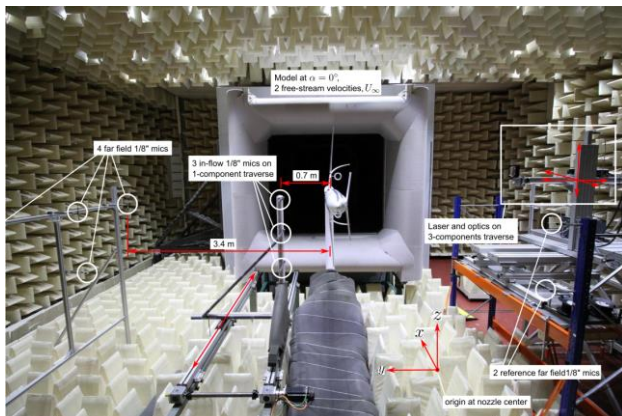


BILD 12 Versuchsaufbau im DNW-NWB Windkanal

Weiterhin wurden im Projekt detaillierte Untersuchungen zum Einfluss von Einlaufstörungen auf den Verdichterlärm durchgeführt [24]. Die Erkenntnisse können eingesetzt werden, um mögliche negative Effekte der Triebwerksinstallation auf den großen Flächen eines BWB zu identifizieren und eventuell im Konzeptentwurf bereits zu vermeiden, bzw. zu reduzieren.

Des Weiteren wurde ein Modell zur Berechnung der Rußemissionen der Magerbrennkammer des Triebwerks erstellt. Die Rußmodellierung erfolgt mit einem gekanten Reaktornetzwerk und es ist u.a. möglich, die Rußemissionen von Flugmissionen zu berechnen [25]. Ebenfalls wurde eine Klimabewertung der SBW Konfiguration in Kooperation mit dem DLR Projekt WeCare durchgeführt [26] [27]. Die Integration der neuen Konfigurationen in einen Verkehrsflughafen war der Bestandteil einer Kapazitätsanalyse. Es wurde die Änderung durch die Eingliederung der neuen Konzepte auf Bahnkapazität bei bestehenden Flughäfen analysiert [28].

6. ZUSAMMENFASSUNG

Die Arbeit im DLR-Projekt "Future Enhanced Aircraft Configurations (FrEACs)" hat zu einer weiteren Formalisierung und Verbesserung in der Zusammenarbeit der verschiedenen Fachdisziplinen für die Anwendung auf die Analyse von nicht konventionellen Flugzeugkonfigurationen geführt. Innerhalb des Projektes wurde eine verteilte Entwurfsmethodik aufgebaut und zur praktischen Entwurfsumgebung eingesetzt. Es wurden zwei neuartige unkonventionelle Flugzeugkonfigurationen unter der Berücksichtigung von Unsicherheiten entworfen und analysiert.

Die finale, optimierte Strut-Braced Wing Konfiguration zeigt eine Kraftstoffeinsparung von mehr als 40% im Vergleich zu der gesetzten Referenzkonfiguration. Maßgebend wurde diese Einsparung getrieben durch die Verwendung eines CROR-Triebwerkes, durch die verbesserte Aerodynamische Flügelform und Annahme der natürlichen Laminarhaltung, sowie durch die Reduzierung der Strukturmasse, der geringeren Fluggeschwindigkeit und die Auswahl einer größeren Flughöhe. Diese Einsparung kommt jedoch nicht ohne Nachteile. Eine deutlich höheren Fluglärm, höhere Betriebskosten am Flughafen durch die große Spannweite der Konfiguration sowie eine geringere Transporteffektivität durch die geringere Fluggeschwindigkeit müssen in Kauf genommen werden.

Die Blended Wing Body Konfiguration wurde vorwiegend aus flugmechanischer Sicht bewertet und zeigte akzeptable Flugeigenschaften in der Längsbewegung, musste jedoch in der Seitenbewegung durch einen Regler unterstützt werden. Die Integration dieser Konfiguration in den AVES Flugsimulator war hier eine wesentliche Neuheit und ist eine deutliche Fähigkeitserweiterung des „virtuellen Produktes“ im DLR. Der Weg vom ersten Entwurf bis hin zum Testen der Flugeigenschaften im Simulator ist realisiert worden.

Des Weiteren wurde der Bewertungshorizont durch die Lärm-, Schadstoff- und Wirtschaftlichkeitsbetrachtungen erweitert. Damit ist ein weiterer Schritt, zu ganzheitlichen Betrachtung von Flugzeugkonzepten geschaffen worden. Damit können in der Zukunft beispielsweise sowohl die Vorteile der SBW Konfiguration hinsichtlich der geringeren Treibstoffverbrauch als auch die Nachteile der Konfigura-

tion auf operationeller Ebene mittels physikalische Analyseverfahren vollständig und damit genauer betrachtet werden.

Zusammengefasst sind in dem Projekt FrEACs viele wegweisende Fortschritte in verschiedenen Gebieten des Flugzeugentwurfes entstanden. Viele der verwendeten Werkzeuge wurden weiterentwickelt und es wurde im Zusammenschluss eine robuste Entwurfsumgebung aufgebaut, um konventionelle und unkonventionelle Konfigurationen zu entwerfen und ganzheitlich bewerten zu können. Ein weiteres Produkt aus diesem Projekt sind die neu entworfenen Flugzeugkonfigurationen, welche zusammen mit der Entwurfsumgebung für Folgeprojekte zur Verfügung stehen. Ein erster Ansatz zur Quantifizierung und Fortpflanzung von Unsicherheiten im Entwurfsprozess wurde realisiert. Basierend auf den gesammelten Erfahrungen wurde ein Leitfaden für den Umgang mit Unsicherheiten erstellt. Im Weiteren wurden die fundamentalen Komponenten des multidisziplinären Entwurfes, RCE und CPACS weiterentwickelt und tragen ebenfalls dazu bei, den Entwurf noch effizienter zu betreiben. Eine neue Form der Zusammenarbeit wurde in mittels der durchgeführten Design Camps realisiert, welche zu einem wesentlichen Erfolg des Projektes beigetragen haben. Ein nicht zu vernachlässigendes Ergebnis in diesem Projekt ist das aufgebaute Integrationswissen sowie die weitere Stärkung der noch engeren Zusammenarbeit der viele Fachdisziplinen im Flugzeugvorentwurf.

DANKSAGUNG

Die hier vorgestellten Ergebnisse wurden im Kontext des DLR-Projekts FrEACs erstellt. Die Autoren möchten gerne Ihre Dankbarkeit an alle Kollegen ausdrücken, die am Projekt teilgenommen haben und durch ihre exzellente Beiträge zum Erfolg des Projektes beigetragen haben. Dies waren: Axel Berres, Daniel Böhnke, Gabriel Pinho Chiozotto, Wolfgang Flagner, Thomas Immisch, Jonas Jepsen, Carsten Liersch, Carsten Klein, Dieter Kohlgrüber, Björn Köhnke, Katrin Kölker, Markus Lummer, Gertjan Looye, Tom Otten, Karl-Stephane Rossignol, Alexander Scharnweber, Jana Schwithal, Martin Staggat, Steffen Wenzel, Kai Wicke und Sascha Andre Zur.

REFERENZEN

- [1] C. M. Liersch and M. Hepperle, "A distributed toolbox for multidisciplinary preliminary aircraft design," *CEAS Aeronautical Journal*, vol. 2, no. 1-4, pp. 57-68, <http://link.springer.com/10.1007/s13272-011-0024-6>, 2011.
- [2] Björn Nagel, Thomas Zill, Erwin Moerland, and Daniel Böhnke, "Virtual Aircraft Multidisciplinary Analysis and Design Processes – Lessons Learned from the Collaborative Design Project VAMP," *CEAS 2013*, 2013.
- [3] DLR, *CPACS*. [Online] Available: www.cpacs.de. Accessed on: Aug. 08 2017.
- [4] DLR, *RCE*. [Online] Available: <http://rcenvironment.de/>. Accessed on: Aug. 08 2017.
- [5] J.F. Gundlach IV *et al.*, "Multidisciplinary Design Optimization of a Strut-Braced Wing Transonic Transport," *AIAA*, 2000.
- [6] Annemiek van Boeijen and Jaap Daalhuizen, "Delft Design Guide," 2010.
- [7] Erwin Moerland *et al.*, "On the Design of a Strut-Braced Wing Configuration in a Collaborative Design Environment," *Aviation*, vol. 2017.
- [8] DLR, *VAMPzero*. [Online] Available:

- <http://www.cpacs.de/VAMPzero/index.html>. Accessed on: Aug. 24 2017.
- [9] J. Frota *et al.*, "NACRE NEW AIRCRAFT CONCEPTS RESEARCH Final Activity Report," 2010.
- [10] P. D. Ciampa, T. Zill, T. Pfeiffer, and B. Nagel, "A Functional Shape Parametrization Approach for Preliminary Optimization of Unconventional Aircraft," *CEAS*, 2011.
- [11] G. Looye, "flightSim - CPACS-based flight dynamics model integration and analysis for use in DLR tool chains," *DLR Interner Bericht 571-11-05*, 2012.
- [12] G. Duus and H. Duda, "HQLM: Ein Programmpaket zur Flugeigenschaftsanalyse unter MATLAB," *DLR Interner Bericht 111-97/22*, 1997.
- [13] G. Duus, "Überarbeitung des HAREM Programmpakets," *DLR Interner Bericht 111-2001/10*, 2001.
- [14] J. Ehlers, "Flying Qualities Analysis of CPACS Based Aircraft Models - HAREM V2.0," *DLR Interner Bericht 111-2013/21*, 2013.
- [15] C. Raab, "MAPET2C V1.0 - Aircraft take-off and landing performance assessment for CPACS based flight dynamic models," *DLR Interner Bericht 111-2012/71*, 2012.
- [16] Y. J. Hasan, J. Schwithal, T. Pfeiffer, C. M. Liersch, and G. Looye, "Handling Qualities Assessment of a Blended Wing Body Configuration under Uncertainty Considerations," *DLRK*, vol. 2017.
- [17] L. Bertsch and U. Isermann, "Noise prediction toolbox used by the DLR aircraft noise working group," *internoise*, 2013.
- [18] L. Bertsch, "Noise Prediction within Conceptual Aircraft Design: Dissertation," *DLR-Forschungsbericht 2013-20*, p. 184, 2013.
- [19] R. Becker, F. Wolters, M. Nauroz, and T. Otten, "Development of a gas turbine performance code and its application to preliminary engine design," *DLRK*.
- [20] L. Bertsch, B. Schäffer, and S. Guerin, "Towards an uncertainty analysis for parametric aircraft system noise prediction," *International Conference on the Biological Effects of Noise (ICBEN)*, 2017.
- [21] L. Bertsch, W. Heinze, and M. Lummer, "Application of an Aircraft Design-To-Noise Simulation Process," in *14th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, Atlanta, GA, p. 26.
- [22] Markus Lummer, "Maggi-Rubinowicz Diffraction Correction for Ray-Tracing Calculations of Engine Noise Shielding," *14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference 2008*, <https://doi.org/10.2514/6.2008-3050>, 2008.
- [23] Karl-Stephane Rossignol, Michael Pott-Pollenske, Jan Delfs, Jakob Silbermann, and Jorge M. Pereira Gomes, "Investigating Noise Shielding by Unconventional Aircraft Configurations," *AIAA*, 2017.
- [24] Martin Staggat, Antoine Moreau, and Sebastien Guerin, "Boundary Layer induced Rotor Noise using an Analytical Modal Approach," *AIAA*, 2017.
- [25] W. Flagner, F. Wolters, C. Klein, and T. Behrendt, "RUßMODELLIERUNG EINER GENX TAPS ÄHNLICHEN MAGERBRENNKAMMER FÜR VERSCHIEDENE FLUGZUSTÄNDE," *DLRK*.
- [26] V. Grewe *et al.*, "Mitigating the Climate Impact from Aviation: Achievements and Results of the DLR WeCare Project," *Aerospace*, vol. 4, no. 3, p. 34, 2017.
- [27] F. Linke *et al.*, "The expected impact from the introduction of a new Strut-Braced Wing aircraft configuration on global air traffic emissions and climate – results from the WeCare project," *2nd Environmentally Compatible Air Transport System Conference ECATS*, 2016.
- [28] A. Scharnweber and F. Knabe, "Assessing the impact of novel aircraft configurations on runway capacity," *DLRK*, 2016.