

<Y]bnYžK "Y'<UbgYbž@l "Y'K YfbYf!GdUmž7 "Y'<cfghžD". "Y'; YgUa HYbtk i fžji bhYfgi W i b[Yb'ni`
6 K 6!: fUW lzI nYi [Yb'a]hUhfYbUj] Yb'HfY]VgIcZYb"fb Yi IqW Yf'@ žI'i bX'FU i a žA fh.cb[fYggž
5 UW Ybž\$, "Y"\$"GYdHya VYf'&\$- lz&\$-\$- "Y'! DdYf'8 @? !%&%'* 'fb]W hU i Z8 J8L"8 ck b`cUX.`
\\ Htd.## : 'DfcZGW c`n"XY

GESAMTENTWURFSUNTERSUCHUNGEN ZU BWB-FRACHTFLUGZEUGEN MIT ALTERNATIVEN TREIBSTOFFEN

W. Heinze, L.-U. Hansen, C. Werner-Spatz, P. Horst
Institut für Flugzeugbau und Leichtbau (IFL) der TU Braunschweig
Hermann-Blenk-Str. 35, D-38108 Braunschweig

Zusammenfassung

Umweltdiskussionen und begrenzte Erdöl-Reserven zwingen auch die Luftfahrtindustrie über die Anwendung neuer Treibstoffe nachzudenken. Flüssiger Wasserstoff (LH₂) ist hierbei interessant, da er die Chance zu einem nachhaltigen umweltverträglichen Luftverkehr bietet. Kryogene Kraftstoffe haben den Nachteil, dass sie im Vergleich zu Kerosin trotz höherer Heizwerte erhebliche Volumenanforderung an das Flugzeug stellen und eine komplett andere Treibstofflagerung verlangen, was bei einer klassischen Flugzeugkonfiguration nicht ohne technische Nachteile erfüllbar ist. In diesem Zusammenhang wurde im Rahmen des Verbundprojektes „Grüner Frachter“, das 2007 initiiert wurde, die Möglichkeiten von *Blended-Wing-Body* (BWB)-Konfigurationen in Kombination mit Wasserstoff als Treibstoff vom IFL untersucht, da diese Konfigurationen durch ihre aerodynamische Formgebung in der Regel mehr internes Volumen zur Verfügung stellen, als für die Nutzlast-Unterbringung notwendig wäre. Hieraus leitet sich zunächst ein Entwurfsvorteil für den BWB ab. Dieser Beitrag behandelt im ersten Teil die Erweiterungen des institutseigenen Entwurfswerkzeugs PrADO, die zur Abbildung der technischen Aspekte von Kryokraftstoffen in einem Gesamtentwurfsprozess notwendig waren. Im zweiten Teil wird unter Nutzung des Entwurfswerkzeugs die schrittweise Entwicklung eines optimalen LH₂-BWB-Frachters dargestellt, der abschließend mit einer klassischen Lösung verglichen wird.

1. EINLEITUNG

Untersuchungen zum Einsatz von alternativen Treibstoffen und den damit verbundenen Folgen für den Entwurf von Verkehrsflugzeugen sind nicht grundsätzlich neu. Umfangreiche Studien zu Flüssigwasserstoff (LH₂)-Antrieben wurden hierzu in den 70er Jahren von Lockheed und der NASA [1] mit dem Ziel durchgeführt, sich mit neuen Flugzeugkonzepten von den wirtschaftlichen und politischen Folgen der Ölkrisen unabhängiger zu machen. Da sich die Kerosinpreise aber günstiger entwickelten, wurden diese Aktivitäten jedoch wieder eingestellt. In den 90er Jahren nahm die Deutsche Airbus GmbH [2] diese Thematik erneut auf, wobei die Motivation dafür eher in der langfristigen Verknappung von fossilen Treibstoffen und die Belastung der Atmosphäre durch Triebwerksemissionen gesehen wurden. Diese Arbeiten zielten auch darauf ab, die LH₂-Technologie in Form eines Demonstrators (Cryoplane, Do 328 LH₂) praktisch zu erproben und daraus das technische Know-how für eine Anwendung in zivilen Flugzeugbau abzuleiten.

Die letztgenannten Gründe sind auch heute wieder die wichtigsten Motivationen, alternative Treibstoffe in aktuellen Forschungsprojekten zu behandeln, bei denen es um die Realisierung eines umweltfreundlichen Luftverkehrs geht. In diesem Kontext wurde 2007 das Verbundprojekt „Grüner Frachter (GF)“ mit den Partnern Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg (HAW), Institut für Flugzeugbau und Leichtbau (IFL) der TU Braunschweig, Bishop GmbH und Airbus Deutschland GmbH gestartet, in dem die nachfolgend skizzierten, neuen Ideen mit ganzheitlichen Entwurfsansätzen untersucht und gegenüber Kerosin-Referenzen bewertet werden sollen:

- *BiFuel*-Flugzeuge klassischer Ausführung, bei denen

Wasserstoff nur in bestimmten Flugphasen genutzt oder dem Kerosin anteilig beigemischt wird. Solche Konzepte stellen interessante Lösungen in einem Übergangsszenario dar, bei dem der Luftverkehr schrittweise von Kerosin auf neue Kraftstoffe (z.B. LH₂) umgestellt werden muss.

- Quantifizieren der technischen Möglichkeiten von BWB-Konfigurationen (*Blended Wing Body*, BILD 1), die durch ihre aerodynamische Formgebung in der Regel ein Überangebot an nutzbaren Raum bieten, der ohne weitere Vergrößerung des Flugzeugs ideal für die Unterbringung von voluminösen LH₂-Tanks geeignet wäre.
- Optimale Gestaltung von *Short-Range*-Flugzeugen, die Wasserstoff in Kombination mit einem Propellerantrieb nutzen
- Ganzheitliche Bewertung von zusätzlichen Technologieveränderungen (z.B. Verzicht auf eine Druckkabine beim BWB, pilotenloser Flugbetrieb, neuartige Kombinationsantriebe)

Im Rahmen der wissenschaftlichen Untersuchungen behandelt das Projekt schwerpunktmäßig Frachtflugzeuge, da sie eher geeignete Vorreiter für eine mögliche Realisierung der genannten Ideen sind. Sicherheitsaspekte, die beim Passagiertransport immer als Argument gegen einen Einsatz von Flüssigwasserstoff genannt werden, entfallen, bzw. können konstruktiver einfacher oder anders gelöst werden.

Das IFL stellt für die geplanten Untersuchungen das hauseigene Entwurfsverfahren PrADO (Preliminary Aircraft Design and Optimisation program) zur Verfügung, das durch Einzelbeiträge der Projektpartner für die Analyse und Bewertung der diskutierten LH₂-Konfigurationen ausgebaut wurde. Der Forschungs-

schwerpunkt des IFL liegt dabei primär in der Analyse und Bewertung des BWB-Konzepts mit Wasserstoff als Treibstoff, über das in den nachfolgenden Kapiteln berichtet wird.

2. METHODISCHE ERWEITERUNGEN DES ENTWURFSWERKZEUGS PrADO

Das Entwurfsverfahren PrADO [3,4] ist ein modulares Programmsystem, das den iterativen, multidisziplinären Entwurfsprozess von Transportflugzeugen simuliert. Anwendungsbereiche sind die Optimierung von Konfigurationen nach vorgegebenen Zielfunktionen (z.B. Minimierung der Betriebskosten), Sensitivitätsanalysen und die Bewertung von neuen Technologien (z.B. FVW, neue Antriebssysteme) und unkonventionellen Konfigurationen auf Basis gleicher Modell- und Methodengenauigkeiten.

Kernstück ist der Entwurfsteil, der aus einzelnen Programmen - so genannte Entwurfsmodule - aufgebaut ist, die Teilaufgaben (z.B. Geometrie-Erstellung, Bestimmung der aerodynamischen Eigenschaften, Flugleistungsanalysen, Gewichtsermittlung) des Flugzeugentwurfs bearbeiten. Die Module sind über ein Datenmanagementsystem verknüpft, dessen Datenbasis zu jedem Zeitpunkt die aktuelle Modellbeschreibung des Flugzeugs mit seinem Antrieb repräsentiert. Die Modulfolge ist beliebig konfigurierbar, wird aber in der Regel iterativ abgearbeitet, bis wichtige, im Prozess berechnete Entwurfsgrößen (z.B. maximale Abflugmasse) keine Änderungen mehr aufweisen. In diesem Fall liegt eine in sich stimmige Lösung vor, die für Bewertungsaufgaben herangezogen werden kann. Das iterative Vorgehen simuliert zu dem die im Entwurf wirksamen SNOWBALL-Effekte, die sich so automatisch in den Ergebnissen abbilden.

Ausgangspunkt der Entwurfsanalyse ist eine parametrisierte Beschreibung der Flugzeugkonfiguration und eine vorgegebene Transportaufgabe (z.B. Nutzlast-Reichweite, zulässige Start- und Landebahnlänge), auf die sich die Baugruppen-, die Flugzeugmassen und der Triebwerksschub während der iterativen Bearbeitung der Teilaufgaben einspielen. Ist bei den getroffenen Vorgaben ein Entwurf machbar, streben die genannten Werte gegen konvergente Endwerte. Günstige Entwürfe sind aus technischer Sicht in PrADO immer Lösungen, die die Transportaufgabe mit dem geringstem Massenaufwand erfüllen. Ist eine gewählte Konfiguration aufgrund ungünstiger Technologievorgaben (z.B. Werkstoffdaten oder Triebwerkeigenschaften) in Kombination mit der Nutzlast-Reichweite-Forderung nicht realisierbar, drückt sich dies in PrADO durch eine stetige Massenvergrößerung ohne Konvergenzneigung aus. In diesem Fall müssen die Vorgaben grundsätzlich überdacht werden, was eine Aufgabe des Anwenders ist.

Um eine Anwendungsbreite verbunden mit einer hohen Ergebnissenauigkeit zu erreichen, sind in den Entwurfsmodulen von PrADO in der Regel physikalisch begründete Modellbeschreibungen abgebildet, die nicht auf spezielle Konfigurationen zugeschnitten sind, sondern eine Allgemeingültigkeit aufweisen. Die wesentlichen Elemente sind: 3D-Geometriebeschreibung der Flugzeug-

konfiguration, Bestimmung aerodynamischer Gesamtbeiwerte und Druckverteilungen mit Panelmethoden (z.B. HISSS, [8]), Leermassenberechnung über eine Strukturdimensionierung unter Anwendung der FE-Methode (SAM, [9]) und flugmechanische Simulationen zur Bestimmung von Leistungsdaten des Flugzeugs und zur Überprüfung der Leitwerke. Eine neue Forschungsaufgabe - z.B. die Abbildung von alternativen Kraftstoffsystemen im Flugzeugmodell - erfordert deshalb in der Regel keine komplette Überarbeitung des Entwurfsverfahrens, sondern nur die Erstellung neuer Entwurfsmodule, die die besondere Physik des Problems abbilden. Mit ihrer Anbindung an das Datenmanagementsystem von PrADO entsteht automatisch die gewünschte Gesamtentwurfsmöglichkeit für die Analyse des neuen Problems.

2.1. Modellierung von Kryotanks

Um die angesprochenen Flugzeugkonzepte - gerade auch in Kombination mit einem *BiFuel*-Betrieb - abbilden zu können, musste eine neue Tankbeschreibung entwickelt und in das Flugzeugmodell von PrADO integriert werden. Ausgangspunkt ist eine 3D-Geometriebeschreibung des Objekts „Kryotank“, der beliebig oft und auch an unkonventionellen Positionen im Flugzeug verbaut werden kann (BILD 2). Die Tankform wird durch die Vorgabe von Querschnittsgeometrien (Superellipsen) in Tanklängsrichtung beschrieben und über die Hauptabmessungen - maximale Länge, Breite und Höhe - auf seine realen Abmessungen skaliert, die dann den notwendigen Bauraum im Flugzeug festlegen. Neben der direkten Vorgabe der drei Größen können diese Werte auch automatisch aus der Vorgabe eines gewünschten Tankvolumens, das z.B. während der Entwurfsrechnung bei den Flugleistungsanalysen bestimmt wird, berechnet werden. Neben der Außenkontur enthält das Tankmodell auch eine Abbildung der Innenkontur, die das mit Kraftstoff auffüllbare Volumen geometrisch beschreibt. Der Abstand zwischen beiden Konturen stellt den Freiraum für die Struktur und Isolierung dar.

Die Berechnung der Struktur- und Isolierungsmasse einschließlich der Schwerpunktlagen geschieht für jeden verbauten Einzeltank auf Basis der Geometriebeschreibung. Grundlage ist z.Z. die Vorgabe von Flächengewichten für die Struktur und Isolierung, die als *Response-Surface*-Modell von *Hansen* über detaillierte FE-Analysen zu Aluminiumtanks (Bauform ähnlich den Tanks im Cryoplane) abgeleitet wurde, bei denen gegen maximalen Fülldruck dimensioniert wurde. Eingangsgrößen sind der Tankdurchmesser, das Tankvolumen und die maximale Bodenstandzeit bis zu einer neuen Betankung (i.d.R. Abstellen des Flugzeugs Übernacht, d.h. 12 h). Für die in den Untersuchungen gewählten Tankgrößen ergeben sich Flächengewichte von ca. 10 kg/m² für den Struktur-Isolierungsverbund (Aufteilung 50:50), was sich mit den Angaben in [1,5] deckt. Für die Tankanbindung an die Flugzeugstruktur, die Leitungen und die Pumpen wurden weitere 4 kg/m² angenommen, was auf Airbus-Angaben beruht.

Mit dem Geometriemodell ist es auch möglich, eine realistische Schwerpunktwanderung durch das Abtanken des Kryokraftstoffs zu berechnen, was im Hinblick auf die Bestimmung des Trimmwiderstandes - gerade im Fall eines BWBs - von Bedeutung ist. Wie in BILD 2 (unten

links) gezeigt ist, werden hierzu Füllstandshöhen (H_k) in die Innenkontur eingezogen und die Kraftstoffsäule in inkrementelle Kraftstoffzellen (m) aufgeteilt. Die Zellengeometrie kann durch einen Pyramidenstumpf mit vier Deck- und Bodenpunkte idealisiert werden, deren Koordinaten unmittelbar über ein Interface-Programm aus der Oberflächengeometrie der Tank-Innenkontur berechnet werden können. Mit Hilfe dieser Punkte lassen sich das Zellenvolumen und seine Schwerpunktlage im Tank- oder Flugzeug-Koordinatensystem bestimmen. Eine Integration über alle Kraftstoffzellen liefert schließlich die gesuchten globalen Werte (d.h. Kraftstoffmasse im Tank mit zugehöriger Schwerpunktlage) für den gewählten Füllstand. Wiederholt man diese Berechnungen für jede Füllstandshöhe, ergibt sich das gesuchte Schwerpunktswanderungsmodell beim Abtanken. BILD 2 (unten rechts) zeigt ein solches Ergebnis beispielhaft für einen schief im Rumpheck eingebauten Kegeltank, der mit LH_2 -Treibstoff gefüllt ist.

Um die Abtankungsmodelle, die für jeden verbauten Tank nur einmal berechnet und dann in der PrADO-Datenbank bereitgestellt werden, bei flugmechanischen Analysen nutzen zu können, benötigt man noch ein Enttankungsszenario, das die Reihenfolge der benutzten Tanks und die gewünschte Entleerung definiert. Dies erfolgt über einen vom Benutzer definierten Eingabevektor, der in den flugmechanischen Berechnungsprogrammen einfach entsprechend dem bis zum betrachteten Zeitpunkt verbrauchten Kraftstoff abgearbeitet wird. Diese Modellbildung erlaubt nahezu die Behandlung jeder Kraftstoffkombination und gestattet es auch, sinnvolle Enttankungsstrategien im Hinblick auf die Minimierung des Trimmwiderstands, der Erhöhung der Flugstabilität und der Reduzierung der Strukturbelastung zu entwickeln.

2.2. Modellbildung des Antriebssystems

Die Vorgaben beim GF-Projekt - Abbildung der benutzten Treibstoffarten in den Leistungsdaten des Triebwerks, Modellierung von verschiedenen Triebwerksarten im Flugzeugmodell, Ab-/Zuschalten von Triebwerksarten, Umschalten zwischen Kraftstoffarten - verlangte auch eine vollständige Überarbeitung der Programmteile von PrADO, die Triebwerkeigenschaften (Geometrie, Schub, SFC, Masse) berechnen und die Antriebskomponenten im Flugzeugmodell positionieren. Auch hier wurde der bereits bei den Kryotanks angesprochene Objektgedanke eingeführt.

Das Objekt „Triebwerk“ wird in einem ersten Programmteil zunächst entworfen, was die Festlegung der Stromröhrenquerschnitte in dem Sekundär- und Primärkanal, das Aufziehen der kompletten Triebwerksgeometrie (BILD 3) und die Berechnung der Massen beinhaltet. Ausgangspunkt ist eine maximale Schubanforderung in Kombination mit der Definition des Flugfalls und der dabei verwendeten Kraftstoffart. Das Triebwerk wird aus den einzelnen Triebwerkskomponenten (Einlauf, FAN, NDV, HDV, Brennkammer, HDT, NDT, Düsen, Wellen) aufgebaut, an deren Ein- und Austrittsebenen die thermodynamischen Daten (z.B. Massendurchfluss, Temperatur, Druck, Strömungsgeschwindigkeiten) über thermodynamische Beziehungen [6] berechnet werden. Im Entwurfsfall wird das Leistungsgleichgewicht zwischen FAN/Verdichtern und Turbinen hergestellt und in bestimmten Strömungs-

querschnitten (z.B. zwischen HDT und NDT) die Einhaltung von Strömungsmachzahlen (z.B. kritisches Druckverhältnis) und die Durchflussbedingung überprüft. Diese Überprüfungen und das Einhalten der Schubanforderung ergeben durch iteratives Vorgehen die notwendigen Querschnitte der Strömungsröhren und die isentropen Wirkungsgrade als Ergebnisse. Beides sind wichtige Eingaben für die eigentliche Leistungsermittlung des Triebwerks im *Off-Design*-Betrieb. Damit diese Entwurfsaufgabe durchgeführt werden kann, müssen aber zusätzlich wichtige thermodynamische Hauptdaten vorgegeben werden, zu denen zum Beispiel das Bypass-Verhältnis, das Gesamtdruckverhältnis und die maximale Turbineneintrittstemperatur gehören. Durch Wahl dieser Parameter wird die gewünschte „Triebwerksart“ definiert, die im Flugzeug verbaut werden soll.

Der verwendete Treibstoff bildet sich in dem thermodynamischen Kreisprozess durch die Energiefreisetzung und seiner Wärmekapazität ab, was eine physikalisch begründete Vorhersage der Abgaswerte (spezifische Wärmekapazität C_p , Isentropenexponent) erfordert. Mit Unterstützung der HAW (Prof. Bräunling) wurde hierzu auf Basis der chemischen Reaktionsgleichungen für verschiedene Kraftstoffe ein Berechnungsalgorithmus aufgebaut, der gewichtet über die Massenanteile der Verbrennungsprodukte den integralen C_p -Wert des Abgases ermittelt. Einflussgrößen sind hierbei die Verbrennungstemperatur und das Brennstoffmasse-Luftmasse-Verhältnis, die durch die thermodynamische Modellbildung zur Verfügung stehen.

Die geometrische Ausgestaltung und die Massen-/Schwerpunktsberechnung ist eine Nachlaufaufgabe beim Triebwerksentwurf von PrADO. Durch Vorgabe von Nabenverhältnisse, Stufendruckverhältnisse, Schaufel-/Rotoranzahlen und Schaufel-/Rotorstreckungen lassen sich die Durchmesser aus den bekannten Stromröhrenquerschnitten und auch die Komponentenlängen berechnen (s. BILD 3), die dann im Zusammenbau der einzelnen Komponenten zu den Gesamtabmessungen des Triebwerks führen. Diese Geometriedaten und Vorgaben für die verwendeten Werkstoffe reichen aus, um das Masseberechnungsverfahren von Klees [5,7] zu nutzen, das die gesamte Triebwerksmasse aus den Massen der einzelnen Triebwerkskomponenten ableitet. Hierdurch lassen sich konzeptionelle Besonderheiten der Triebwerksart auch in der Masse abbilden.

Die *Off-Design*-Analyse des Triebwerks stellt die Verbindung zu den flugmechanischen Leistungsanalysen her. In diesem zweiten Programmteil wird das entworfene Triebwerk in seinen Abmessungen als vorgegeben betrachtet, kann aber mit unterschiedlichen Treibstoffen gefahren werden. Um die Leistungsgleichgewichte, die Durchsatzbedingungen in den verschiedenen Strömungsebenen und sinnvolle Gesamtdrücke an den Düsenaustritten einzuhalten, werden die Temperatur- und Druckverhältnisse an FAN, Verdichtern und Turbinen für einen vorgegebenen Betriebspunkt überprüft und iterativ angepasst. Der Betriebspunkt wird durch die Einlaufbedingungen (Flughöhe, Machzahl) und die gewünschte Turbineneintrittstemperatur definiert. Die thermodynamische Analyse [6] liefert als Ergebnisse den verfügbaren Schub und den spezifischen Kraftstoffverbrauch (SFC). Durch Variation der Turbineneintrittstemperatur lässt sich eine Triebwerksdrosselung simulieren. Das *Off-Design*-Verhalten wird in PrADO für

jede definierte Triebwerksart und jeden verwendeten Treibstoff im Vorfeld der flugmechanischen Leistungsanalysen berechnet und als Kennfelder in der PrADO-Datenbank abgespeichert. Variiert werden hierzu die Flughöhe, die Machzahl und die Drosselung des Triebwerks. Im rechten Teil von BILD 3 ist beispielhaft das Leistungsverhalten des modellierten Triebwerks General Electric GE90 mit Kerosin und LH₂ als Treibstoff dargestellt. Das Schubverhalten der Kerosin-Variante entspricht Ergebnissen aus anderen Veröffentlichungen. Der Wasserstoff beeinflusst dieses praktisch nicht, senkt aber den spezifischen Verbrauch um ca. 65% ab. Dies entspricht dem Unterschied der Heizwerte der beiden Kraftstoffe.

Das Verhalten des kompletten Antriebssystems wird erst bei den flugmechanischen Leistungsanalysen durch das Abfragen der Einzelkennfelder aufgebaut, um die aktuellen Betriebszustände der verbauten Triebwerke abzubilden. Die flugmechanischen Simulationen lesen dazu vom Benutzer definierte Steuervektoren ein, die für jede Flugphase der Gesamtmissionen vorgegeben werden. Über diese Vektoren wird definiert, ob ein Triebwerk in Betrieb ist, aus- oder zugeschaltet werden soll und mit welcher Kraftstoffart es betrieben wird. Hierdurch lassen sich auch *BiFuel*-Missionen im Gesamtentwurf abbilden.

2.3. Strukturanalyse und Massenberechnung unter Einbeziehung des Kryo-Kraftstoffsystems

Um aussagekräftige Ergebnisse zu erzielen, sollten im Rahmen der BWB-Studien die hochwertigen Methoden in PrADO zur Aerodynamik (Panelcode HISSS, [8]) und Strukturauslegung (FEM-Verfahren SAM von *Österheld* [9]) eingesetzt werden. Dies erforderte auch eine Anpassung der Netzgeneratoren, die automatisiert aus der PrADO-Geometriebeschreibung die Rechenetze erzeugen. Die Behandlung von BWB-Konfigurationen wurde von *Hansen* im EU-Projekt *VELA* mit der Zielrichtung begonnen, unterschiedliche Strukturbauteile für den Rumpfkörper aus Sicht des Gesamtentwurfs zu bewerten [10]. BILD 4 zeigt hierzu das für Konzeptuntersuchungen sehr detailreiche FE-Netz eines BWBs. In weiterführenden Arbeiten wurde dieses Modell durch das Einbringen einer Steuerklappe am Rumpf mit eigenem Strukturaufbau, eine verbesserte Strukturbeschreibung der Außenflügel-Anbindung an die Hauptspante des Rumpfkörpers und die strukturelle Abbildung des Fahrwerksschachts weiter verfeinert, um neben der Druckkabinen-Problematik weitere massensensitive Strukturdetails zu berücksichtigen. Durch die Einführung der Steuerklappe kann das BWB sowohl bei flugmechanischen Leistungsanalysen als auch bei der Lastermittlung getrimmt behandelt werden und die Auswirkungen auf den Trimmwiderstand und geänderte Leistverteilungen mitberücksichtigt werden.

Die Kryo-Tankeinheit - Tankstruktur, Isolierung und geladene Kraftstoffmasse - wird für die Abbildung im SAM-Verfahren durch eine Kette von Massenpunkten idealisiert, die in Tanklängsrichtung verteilt sind. Die Massenpunkte sind über masselose Stabelemente (NSM) an die Strukturelemente (z.B. Fußboden oder Rumpfspante) angeschlossen, mit denen die Tankeinheit konstruktiv verbunden sein soll. Die Diskretisierung wird

dabei durch die FE-Elementierung des Strukturelements vorgegeben. Die Werte der Massenpunkte werden unter Annahme einer linearen Massenverteilung so bestimmt, dass die Gesamtmasse und die Schwerpunktslage der Tankeinheit korrekt abgebildet werden. Die Tankbefüllung ist neben der Tankstruktur- und Isolierungsmasse bekannt, da sie bei der Lastfall-Definition bereits festgelegt werden muss. Die modellierbaren Tankanordnungen im FE-Modell sind z.Z. die Anbindung an einen Rumpffußboden, an einem Rumpfspant und über einen Pylon an eine Tragfläche (BILD 4, oberer Teil). Hiermit können die interessanten Entwurfsvälle für Flugzeuge mit alternativen Treibstoffen abgebildet werden.

2.4. Validierung des Entwurfsverfahrens

Zur Überprüfung der Ergebnisgenauigkeit bietet sich als Benchmark-Test die Nachprojektierung gebauter Transportflugzeuge an. Im GF-Projekt wurde dazu die Boeing 777-200 LRF als repräsentativ für ein modernes Kerosin-Flugzeug ausgewählt. Zur Überprüfung des Entwurfs eines LH₂-Transportflugzeugs diente das DASA Cryoplane [2], für das Daten aus detaillierten Untersuchungen (z.B. Tankdimensionierung) bei Airbus aus den 90er zur Verfügung standen. Die Überprüfung von PrADO stützte sich auf sehr gute Informationen zu den Konfigurationsgeometrien und den für beide Testbeispiele angenommenen Transportaufgaben. Der Aufbau der PrADO-Triebwerksmodelle basiert aber nur auf wenigen Daten und Zeichnungen, die die Triebwerkshersteller im Internet veröffentlicht haben. Notwendige Vorgaben für die Strukturauslegung in SAM (z.B. Werkstoffdaten, Mindestwandstärken) orientierten sich in beiden Fällen an bekannten Informationen zum Airbus A340-300. Entsprechend den Ausführungen in Kapitel 2 sind als Vergleichswerte zur Beurteilung der Ergebnisgenauigkeit die wichtigsten Flugzeugmassen in TAB 1 gegenüber gestellt.

Die Vorhersage der Betriebsleermasse ist mit einem Fehler von ca. 3% in beiden Fällen sehr gut, was in der Anwendung der FE-Methode begründet ist. Der maximale Fehler lag bei der Berechnung der Flügel-Rumpf-Strukturmasse bei 5%, obwohl nur 8 Lastfälle berücksichtigt wurden und keine exakten Informationen zu Mindestwandstärken und Werkstoffdaten vorlagen. Wesentlich größere Abweichungen ergeben sich bei der Berechnung der System- (ca. 20%) und Ausstattungsmassen (ca. 30%), die in PrADO über statistische Beziehungen bestimmt werden, die in der Regel auch nur Gültigkeit für Passagierflugzeuge haben. Trotz dieser scheinbar großen Abweichungen ist der daraus resultierende Fehler für die Vorhersage der Betriebsleermasse nur ca. 2,4%. Diese Abweichungen wurden aber im Vorfeld der eigentlichen Untersuchungen trotzdem durch Faktoren korrigiert und bei allen Analysen konstant gehalten.

Die Unterschiede bei den Kraftstoffmassen (-9,1% bzw. -8,4%) sind methodisch darin begründet, dass die Flugsimulationen in PrADO einige Flugabschnitte (Rollen am Boden, Start und Landung) bisher aus Rechenzeitgründen nicht berücksichtigen. Eine weitere Unsicherheit liegt aber auch in den veröffentlichten SFC-Werten, auf die die Triebwerksmodelle eingestellt wurden. Sie enthalten keine Angaben darüber, unter welchen

Betriebsbedingungen sie mit Bezug auf Energie- und Zapfluftentnahme gelten. Hieraus können durchaus Schwankungen für den Kraftstoffverbrauch von 5% resultieren.

In den beiden Testfällen werden die von den Firmen veröffentlichten maximalen Abflugmassen mit einer Abweichung von ca. -2,4% getroffen, was als ein sehr gutes Ergebnis bewertet wurde, so dass keine weiteren Änderungen an den Verfahren in PrADO oder Datenkorrekturen vorgenommen wurden.

3. ENTWURF UND BEWERTUNG EINES BWB-FRACHTFLUGZEUGS MIT WASSERSTOFF ALS TREIBSTOFF

3.1. Anforderungen

Ausgangspunkt der Entwurfsstudien war die Definition einer sinnvollen Frachtflugzeug-Mission, die vom Luftverkehr mittelfristig gewünscht wird und die den Einsatz eines BWBs als sinnfällig erscheinen lässt. Hieraus ergab sich als Entscheidung, sich an dem modernen Frachtflugzeug Boeing 777-200 LRF zu orientieren, das auch als Referenz (BILD 1, KF-K-REF) für ein Kerosin-Flugzeug bei den Bewertungen dienen sollte. Im Auslegungsfall kann dieses Flugzeug 108,5 t Luftfracht (mit Containern) über 8850 km Reichweite befördern. Die Reiseflug-Bedingungen werden von Boeing mit einer Anfangsflughöhe von 10,668 km und einer Machzahl von 0,84 angegeben. Weitere Vorgaben für die Entwürfe enthält die Tabelle TAB 2.

3.2. Entwicklung des BWB-Frachters

Ausgangspunkt für den Entwurf eines BWB-Frachtflugzeugs mit Wasserstoff bildet die VELA3-Konfiguration [11] des EU-Projektes VELA, die ebenfalls aus Gründen der Validierung von PrADO gewählt wurde. Die in [11] beschriebene Konfiguration wurde zur Anpassung an die neuen Anforderungen in seinen Abmessungen proportional verkleinert (ca. -17%), bis der benötigte Nutzlastraum (34 Paletten mit 698 m³ Frachtvolumen) gerade kollisionsfrei in die Innenkontur des BWB-Rumpfkörpers integriert werden kann. Vorgaben waren dabei, dass die Paletten/Container auf einem Deck geladen werden sollten, und das Flugzeug die erlaubten Maximalabmessungen von Flughäfen (80 m x 80 m) einhält. Die durchgeführten Variationen führten zu einem Optimum bei der Wahl von vier Abteilbereichen. Die inneren Abteile bieten ausreichende Bauhöhe zur Unterbringung der Container. Die äußeren Abteile und der mit 1,2 m Höhe sehr niedrige Unterflur-Bereich stellen ausreichenden Raum für die Wasserstoff-Tanks zur Verfügung. Der angepasste Rumpfkörper hat eine maximale Höhe von 6,2 m und eine Breite von 28,3 m. Die Bezugsfläche liegt bei 1448 m² (VELA3: 2057 m²). Die Konfiguration zu diesem Flugzeug ist in BILD 1 (oben rechts) dargestellt.

Um in den rechteckigen Abteilquerschnitten eine hohe Packungsdichte durch die Tanks zu erreichen, wurden kleine Tank-Durchmesser (1,1 m, 1,5 m) gewählt. Die Längen sind zudem so angepasst, dass die Tanks durch

Frachttüren geladen und auf dem Deck in gewünschte Positionen gebracht werden können. Hierdurch ist auch ein leichter Tanktausch für Wartungszwecken möglich. Nachteil dieser Entscheidung ist eine große Tankanzahl (50 Stück), die zu einem ungünstigen Tankgewicht in Bezug auf das benötigte Kraftstoffvolumen führt.

Unter Beibehaltung der Reiseflug-Bedingungen der 777 führten die ersten Analysen des BWB zu keinen konvergierenden, bzw. konkurrenzfähigen Entwürfen, da die getrimmten Reiseflug-Gleitzahlen ca. 26% unter den Maximalwerten (22,86) der Konfiguration lagen. Die maximale Gleitzahl ergibt sich bei eingefahrenen Klappen und stellt einen aerodynamischen Güterwert der Konfigurationsform dar. Grund dafür ist die sehr geringe Flächenbelastung als Folge der großen aerodynamischen Bezugsfläche in Kombination mit einem sehr niedrigen Flugzeuggewicht, das sich durch die Änderung der Entwurfsaufgabe von Passagier- auf Frachttransport einstellt. Um überhaupt günstige aerodynamische Flugpunkte zu erreichen, musste die Reiseflug-Machzahl auf 0,8 reduziert und die Anfangsflughöhe auf 11,668 km angehoben werden. Unter diesen Bedingungen konnte eine erste BWB-Basisvariante (TAB 3, BWB-LH2-V0) berechnet werden, die trotz Einsatz von Wasserstoff immer noch eine ca. 1,9% höhere Abflugmasse aufweist als das Kerosin-Referenzflugzeug.

Die Ergebnisanalyse zeigt einen hohen Schubbedarf (ca. 9,8% höher als bei KF-K-REF) und weiterhin ungünstige getrimmte Gleitzahlen im Reiseflug (ca. 15,7% unter dem Gleitzahl-Maximum). Die Ursache sind hohe Klappenaus-schläge, die wegen eines zu geringen schwanzlastigen Rumpf-Nickmoments notwendig sind. Die Folge ist ein erhöhter Trimmwiderstand.

Eine Erhöhung des Rumpf-Nickmoments ist durch eine Veränderung der Rumpf-Profilgeometrie (Maßnahme 1) oder durch ein stärkeres Anstellen des Rumpfkörpers gegenüber dem Flügel (Maßnahme 2) möglich (BILD 5). Bei Maßnahme 1 wird durch ein Hochziehen der Rumpfhinterkante die Skelettlinie des Profils S-förmiger ausgebildet. Auf der Oberseite des Heckbereichs entsteht ein Überdruck-Gebiet, das das gewünschte aufdrehende Moment erzeugt. Diese Maßnahme hat im Bezug auf den Gesamtentwurf des BWB nur Auswirkungen auf die Aerodynamik. Sie verschlechtert zunächst die aerodynamische Güte der Konfiguration (Gleitzahl-Maximum um -1,4% bis -13% geringer als bei BWB-LH2-V0). Die Trimmverhältnisse im Reiseflug verbessern sich aber mit positiven Folgen beim Kraftstoffbedarf (-1,7% bis -5,6% geringer als bei BWB-LH2-V0). Das Anheben der Hinterkante ist aber nur in einem kleinen Entwurfsfenster sinnvoll, da bei einem sehr starken schwanzlastigen Rumpf-Nickmoment wieder große Steueraus-schläge mit umgekehrter Ausschlagsrichtung benötigt werden. Die Maßnahme 2 ist zur Lösung des Problems wesentlich interessanter, da es neben den gewünschten aerodynamischen Verbesserungen auch zu einer Umverteilung der Auftriebserzeugung kommt. Hierdurch wird der Außenflügel deutlich geringer belastet und die Flügelmasse sinkt ab, je höher die Rumpfanstellung gewählt werden kann (ca. -17% bei 3 Grad Rumpfanstellung). Der beim Entwurf des Flugzeugs erzielbare Gewichtsgewinn (ca. -4% bei der Betriebsleermasse, ca. -8% bei der Kraftstoffmasse) ist damit deutlich größer als durch Maßnahme 1. Beide Konfigurations-

änderungen führen aber auch zu einem destabilisierenden Nickmomentverhalten, so dass alle Entwürfe im Reiseflug instabiles Flugverhalten aufweisen. Um dieses auszuschließen, wurde in der neuen Lösung BWB-LH2-V1 eine 3 Grad Rumpfanstellung mit einer Nutzlast-Vorschiebung von 0,42 m kombiniert. Diese Variante hat gegenüber der Basisversion BWB-LH2-V0 eine 3,3% niedrigere Abflugmasse und liegt damit im Bereich der Kerosin-Referenz.

Eine weitere Verbesserung wurde durch eine Reduktion der Außenflügel-Fläche erwartet, da sich hierdurch die Flächenbelastung erhöhen lässt (BILD 6). Da eine komplette PrADO-Analyse für einen BWB ca. 16 h (PC) dauert, wurde dafür ein vereinfachtes, schnelles Entwurfsmodell angewendet (ca. 190000 Varianten in 3 h), wie es bei ersten Konzeptüberlegungen in der Regel benutzt wird. Im Unterschied zu klassischen Ansätzen wird dieses Modell aber durch Ergebnisse einer vollständigen PrADO-Analyse gestützt, so dass sowohl das aerodynamische Verhalten wie auch die Triebwerkeigenschaften schon korrekt mitberücksichtigt sind. Das einfache Entwurfsmodell ermöglicht einen schnellen Einblick in das Entwurfsproblem mit den bestehenden Randbedingungen und zeigt optimale Lösungen auf, die dann mit einer genaueren PrADO-Analyse überprüft werden können. Das Ergebnis ist im linken Teil von BILD 6 für den im Reiseflug optimalen Auftriebsbeiwert von 0,3 gezeigt und macht ein Problem bei dem Entwurf von Wasserstoff-Transportflugzeugen deutlich. Durch die geringe Kraftstoffmasse haben solche Flugzeuge zwar geringere Abflugmassen, so dass die Leistungsanforderungen beim Start problemlos eingehalten werden können. Der Nachteil liegt aber in den deutlich höheren Landmassen, die sowohl den Schubbedarf (Mindeststeigen bei Triebwerksausfall) als auch die Mindestfläche des BWB bestimmt, um die geforderte Landebahnlänge einzuhalten. Würde man die Fläche größer wählen, um die letztgenannte Bedingung zu entschärfen, kann man die optimalen Auftriebsbeiwerte nur erreichen, wenn man die Reiseflughöhen bei gleich bleibender Reiseflug-Machzahl deutlich anhebt. Hieraus resultiert ein enges Lösungsband für den BWB. Gewählt wurde als optimale Bezugsfläche für die neue Variante BWB-LH2-V2 ein Wert von 1330 m² (-8,4% geringer als bei BWB-LH2-V0/V1) bei einer Spannweite von 80 m, um eine große Streckung beizubehalten. Die Anfangs-Reiseflughöhe wurde zusätzlich auf den als optimal berechneten Wert von 12,5 km angehoben.

Die nach geschaltete PrADO-Analyse bestätigt in Bezug auf die aerodynamischen Verhältnisse im Reiseflug und die erwarteten Gewichtseinsparungen (BILD 6, rechter Teil, gegenüber BWB-LH2-V1: -2,9% weniger Kraftstoff, -2,5% geringere Abflugmasse) diese Wahl als richtig, zeigt aber auch die Grenzen eines einfachen Verfahrens auf. Durch die Reduzierung des Außenflügels nehmen auch die Auftriebsbeiträge der Hochoauftriebsklappenbereiche ab, so dass die maximal erzielbaren Auftriebsbeiwerte deutlich geringer ausfallen als bei der Basis-Konfiguration. Dieser Auftriebseinbruch ist höher als die Einsparungen bei der Landemasse, so dass die neue Variante wieder eine größere Landebahnlänge (ca. 12%, 255 m) benötigt, obwohl die einfache Betrachtung dies als erfüllt angesehen hat.

Um die Konzeptbewertung unter gleichen Randbedingungen durchzuführen, wurde im nächsten

Optimierungsschritt die Reiseflug-Machzahl wieder auf den Wert von 0,84 des Kerosin-Referenzflugzeuges angehoben. An der BWB-Geometrie wurde nichts verändert, da die einfachen Entwurfsbetrachtungen hier denselben Optimalpunkt wie bei BWB-LH2-V2 als günstig bestätigten. Die Ergebnisse der PrADO-Analyse sind in BILD 7 für die Variante BWB-LH2-V3 dargestellt. Die Geschwindigkeitserhöhung erfordert schubstärkere Triebwerke, die die Betriebsleermasse um 1,9% und die Abflugmasse um 0,9% gegenüber der Variante BWB-LH2-V2 erhöhen. Trotzdem sinkt die notwendige Kraftstoffmasse um 1,8%, was an der leicht verbesserten Gleitzahl durch die höhere Flächenbelastung und der Zeitersparnis für den Flug durch die höhere Geschwindigkeit liegt. Die Zunahme der Transportarbeit überwiegt gegenüber den leichten Anstieg der Betriebskosten, so dass die neue Variante BWB-LH2-V3 auch 2,5% niedrigere DOC (Direkte Betriebskosten) als BWB-LH2-V2 aufweist und damit sogar wirtschaftlicher ist.

Bestimmend für die hohen Triebwerksstandschübe der BWB-Varianten ist die Mindeststeigforderung nach FAR im Landeanflug mit einem ausgefallenen Triebwerk. Die hohe Schubanforderung im Vergleich zum Kerosin-Drachenflugzeug sind Folgen aus einer 6,9% geringeren Gleitzahl und einer 15,3% höheren Landemasse in dieser Flugsituation. Dieser Auslegungsfall kann durch Erhöhung der Triebwerksanzahl für den Gesamtentwurf abgeschwächt werden, da der Schubverlust bei einem Triebwerksausfall geringer wird. Damit sinkt auch die Schubanforderung an das Triebwerk selber.

Dieses wurde im letzten Optimierungsschritt durch eine Erhöhung der Triebwerksanzahl von 2 auf 4 untersucht. Um den Schwerpunkt des leeren Flugzeugs wegen der erläuterten Trimmaspekte nicht zu stark zu verändern, wurde bei dieser Variante BWB-LH2-OPT eine unkonventionelle Triebwerksanordnung gewählt, bei der zwei Triebwerke an einem Pylon angeschlossen sind. Die Konfiguration des BWB ist in BILD 1 (unten rechts) dargestellt und die wichtigsten Entwurfsdaten sind in TAB 3 zusammengestellt. Die Änderung der Entwurfsparameter zeigt BILD 8 im Vergleich zur Variante BWB-LH2-V3. Der Triebwerksstands Schub sinkt um 11,5%, was die Triebwerke insgesamt kleiner und auch leichter macht. Die Folgen sind ein insgesamt leichteres Flugzeug (-3,2% kleinere maximale Abflugmasse), was wiederum Vorteile für die Struktur- und Kraftstoffmassen (-3,2%) hat. Die Gewichtseinsparungen in Kombination mit einem höheren Schub-Gewicht-Verhältnis bei Triebwerksausfall äußern sich auch in einer Reduzierung der Start- und Landebahnlängen, wobei die geforderte Landebahnlänge auch hier noch nicht erreicht wird. Diese letzte Optimierungsstufe liefert ein BWB, das mit 316 t Abflugmasse technisch deutlich besser ist als das Kerosin-Referenzflugzeug (338,3 t).

3.3. Konventionelles Drachenflugzeug mit Wasserstoff als Treibstoff

Um die Vorteile der BWB-Konfiguration mit LH₂-Treibstoff einschätzen zu können, bedarf es für eine Bewertung auch eines äquivalenten Entwurfes, der auf der klassischen Drachenkonfiguration aufbaut. Hierzu wurde im GF-Projekt parallel und in ähnlicher Vorgehensweise wie beim BWB ein optimiertes Flugzeug KF-LH2-OPT

erarbeitet, das ebenfalls in BILD 1 (unten links) gezeigt ist. Die wichtigsten Entwurfsdaten enthält TAB 3.

Die Rumpfformgebung ist auch hier geprägt durch die Forderung, dass die gesamte Nutzlast auf einem Deck gestaut und möglichst an einer zentralen Stelle be- und entladen werden kann. Um eine Maximallänge von 80 m einzuhalten, war für die Unterbringung der Nutzlast eine Anordnung mit drei Palettenreihen optimal. In diesem Fall ergibt sich eine notwendige maximale Rumpfbreite von 8,5 m. Die Beladung des Decks erfolgt über ein Bugladetor. Um die Freiräume im Querschnitt über und unter dem Kabinenprofil möglichst günstig durch LH₂-Tanks auszufüllen, wurde der Querschnitt im oberen Teil stark „quaderartig“ abgeflacht, mit negativen Folgen für die Strukturbelastung aus dem Innendruck. Die maximal notwendige Rumpfhöhe beträgt bei dieser Querschnittsform 8,2 m.

Für die Aufnahme des Wasserstoffs sind in der Nähe des Kabinenbereiches 14 Tanks auf einem Ober- und Unterflur-Deck und ein zusätzlicher Kugeltank im Heck eingeplant. Das Tankgewicht-Kraftstoffvolumen-Verhältnis ist deutlich günstiger als im Fall des BWB. Um die Tanks für Wartungszwecke aus dem Flugzeug zu bekommen, werden sie nur im zylindrischen Rumpfteil angeordnet, so dass man dafür den Rumpf bei größeren Inspektionsereignissen an den Trennstellen zum Bug und Heck öffnen könnte.

Der Flügel ist als klassischer Tiefdecker angeordnet, um einfache Wartungsarbeiten (z.B. am Triebwerk) durchführen zu können. Auch bei diesem Flugzeug bestimmt die geforderte Landebahnlänge die notwendige Flügelgröße, die mit 485 m² 9,3 % größer ist als beim Kerosin-Referenzflugzeug. Da die gesamte Gewichtsverteilung durch den leichten Wasserstoff deutlich anders ist, musste der Flügel zum Erreichen optimaler Trimmverhältnisse bei üblichen Leitwerksgrößen um 1,5 m nach vorne verschoben werden.

Die optimierte Endversion benötigt für die Auslegungsmission (8850 km) 32,6 t Wasserstoff als Treibstoff. Die maximale Abflugmasse beträgt 314,1 t und ist ca. 7,2% geringer als beim Kerosin-Referenzflugzeug.

3.4. Konfigurationsbewertung

BILD 9 zeigt in einer Übersicht die abschließende Bewertung der erläuterten Flugzeugkonfigurationen. Die Abbildung im oberen Teil gibt den Massenaufwand pro Tonne beförderte Nutzlast wieder und kann als eine Art Sensitivitätsmaß verstanden werden. Auffällig ist, dass die Wasserstoff-Flugzeuge deutlich höhere Strukturmassen (ohne LH₂-System) aufweisen als die Kerosin-Referenz. Diese Massenerhöhung resultiert in erster Linie aus der deutlich größeren umbauten Oberfläche der Rumpfkörper (KF-LH₂-OPT: 46%; BWB-LH₂-OPT: 109%). Die ungünstige Querschnittsform bei der konventionellen Variante KF-LH₂-OPT bewirkt in Bezug auf die Innendruck-Belastung dagegen nur eine Erhöhung der Rumpfmasse von 2,6%.

Als weiterer Gewichtsnachteil kommt das LH₂-System hinzu, das durch die hohe Anzahl von Einzeltanks beim BWB doppelt so schwer ist wie beim Flugzeug konventioneller Ausführung (91,5%). Hier besteht noch

Verbesserungspotential für das BWB. Beides erhöht die Betriebsleermassen der LH₂-Flugzeugvarianten um ca. 25% gegenüber dem konventionellen Kerosin-Frachter.

Dieser Gewichtsnachteil wird durch den deutlich geringeren Kraftstoffbedarf (-65%) kompensiert, so die Abflugmassen beider Konfigurationen um ca. 6,8% niedriger sind, was einen deutlichen technischen Vorteil aufzeigt. Das BWB kann hier aber nicht klar dominieren, sondern stellt eher eine gleichwertige Lösung zur klassischen Konfiguration dar.

Der Gewichtsvorteil (BILD 9) für das Gesamtflugzeug erlaubt eine Reduzierung der installierten Antriebsleistung (ca. -8%) und verleiht den Wasserstoff-Konfigurationen auch deutlich bessere Leistungen beim Start. Die notwendigen Startbahnlängen reduzieren sich um 14% bei der Variante KF-LH₂-OPT und ca. 28% bei der Variante BWB-LH₂-OPT.

Die technische Auslegung ist die eine Seite des Entwurfes, während die potentiellen Betreiber aber eher nach dem wirtschaftlichen Gewinn fragen, der unabhängig vom Aufwand erzielbar ist. Unter der Annahme, dass beide Kraftstoffarten gleiche Preise pro Energieeinheit haben (d.h. Wasserstoff dürfte dreimal teurer als Kerosin sein), können die untersuchten LH₂-Konzepte nicht mit der Kerosin-Referenz konkurrieren trotz der großen Auslegungsreichweite. Die DOC-Werte sind ca. 15% höher, was auch eine Folge der höheren Flugzeugpreise (direkt proportional zu den Strukturmassen der Konfigurationen) und den Zusatzkosten für das LH₂-System ist.

Eine wirtschaftliche Beurteilung ist aber stark abhängig von der tatsächlichen wirtschaftlichen Situation zum Einsatzzeitpunkt eines Wasserstoff-Flugzeugs. BILD 10 zeigt am Beispiel des BWB-Frachters diese Sensitivitäten auf den DOC-Wert. Unter der Annahme, dass der Flugzeugpreis in Folge erhöhter Entwicklungskosten 40% höher ist, wäre eine DOC-Gleichheit zum Kerosin-Flugzeug bereits vorhanden, wenn der Wasserstoff nur ca. 80% teurer ist. Ist der Entwicklungsaufwand dagegen nur 20% größer, wäre der LH₂-BWB-Frachter mit einer DOC-Verbesserung von 6,2% bereits in der Gewinnzone.

4. ZUSAMMENFASSUNG

Im Rahmen des Projekts „Grüner Frachter“ hat das IFL begonnen, die Auswirkungen aus der Verwendung von alternativen Kraftstoffen in einem ganzheitlichen Entwurfsansatz für Transportflugzeuge zu berücksichtigen. Neben der Abbildung der neuen (Kryo-) Kraftstoffsysteme standen auch die Zielsetzungen im Raum, zukünftig unkonventionelle Triebwerkskonzepte/-anordnungen und *BiFuel*-Missionen im Gesamtentwurf zu analysieren und dafür optimale Gestaltungsregeln für neue Konfigurationen zu erarbeiten. Die dazu notwendigen methodischen Arbeiten konnten mit Unterstützung der Projektpartner abgeschlossen werden.

Als erste Anwendung wurde ein BWB-Frachtflugzeug mit Wasserstoff als neuen Treibstoff untersucht, das als besonders geeignet erscheint, da es durch seine aerodynamische Formgebung mehr nutzbares Volumen

zur Verfügung stellt als für die eigentliche Nutzlast-Unterbringung notwendig ist. Im Vergleich zu einem Kerosin-Referenzflugzeug lässt sich eine Masseneinsparung von 6,5% bei der maximalen Abflugmasse erzielen, was hauptsächlich eine Folge des geringeren Kraftstoffbedarfs (-66,4%) ist. Der BWB-Gesamtentwurf wird dabei sehr stark geprägt durch die relativ geringe Flächenbelastung, die hohe Sensitivität zwischen Trimmbarkeit, geforderte Flugstabilität und resultierenden Trimmwiderstand sowie der hohen Landemasse, die bei den Wasserstoff-Varianten eine Folge des hohen Leertankgewichts (ZFW) im Verhältnis zur maximalen Abflugmasse sind.

Weiterführende Studien zu dem BWB werden sich auf die Optimierung der LH₂-Tankanordnung und der systematischen Untersuchung von kritischen Lastfällen konzentrieren. Im Rahmen des Projektes soll abschließen auch geklärt werden, welche technischen Vorteile man für den BWB-Frachter noch erzielen kann, wenn man auf einen Druckrumpf und in letzter Konsequenz auch auf eine Besatzung durch Realisierung eines UAV-Betriebs verzichtet.

DANKSAGUNG

Die Autoren möchten Airbus Deutschland GmbH für die Unterstützung zur Durchführung der dargestellten Arbeiten danken. Ein weiterer Dank geht an Herrn Loerke (Airbus, Hamburg) und Dr. Hepperle (DLR-AS, Braunschweig) für Beiträge zur optimalen aerodynamischen Gestaltung einer BWB-Konfiguration und an EADS München für die Nutzung des aerodynamischen Panelcode HISSS.

LITERATUR

- [1] Brewer, G.D.: *Final Report - Study of the Application of Hydrogen Fuel to Long-Range Subsonic Transport Aircraft*. Lockheed-California Company, Burbank, NASA-Contract No. 1-12972, Langley Research Center, USA, 1975.
- [2] Pohl, H.-W., Ziemann, J.: *Einsatz von Flüssigwasserstoff im Luftverkehr*. DGLR-Tagung 1992, Bremen, Tagungsband 3, DGLR 92-03-085, DGLR, Bonn, 1992.
- [3] Heinze, W., Österheld, C.M., Horst, P.: *Multidisziplinäres Flugzeugentwurfsprogramm PrADO - Programmwurf und Anwendung im Rahmen von Flugzeug-Konzeptstudien*. DGLR-Tagung 2001, Hamburg, Tagungsband 3, DGLR-2001-194, DGLR, Bonn, 2001.
- [4] Werner-Westphal, C., Heinze, W., Horst, P.: *Multidisciplinary Integrated Preliminary Design Applied to Unconventional Aircraft Configuration*. Journal of Aircraft, Vol.45, No.2, 2008.
- [5] -: *LTH - Luftfahrttechnisches Handbuch, Band MA Massenanalyse*. Beiträge UL 393: LH₂-Tanks, UL 351: Triebwerksmasse (Klees), IABG, Ottobrunn, 2008.
- [6] Mattingly, J.D.: *Aircraft Engine Design*. AIAA Education Series, ISBN 0-930403-23-1, New York, USA, 1987.
- [7] Klees, G.W., Fishbach, L.H.: *Aircraft Engine Weight Estimation Method*. SAWE-Paper no. 1248, Los Angeles, USA, 1978.
- [8] Fornasier, L.: *Linearized Potential Flow Analysis of Complex Aircraft Configurations by HISSS, a Higher-Order Panel Method*. MBB, Berichtsnummer MBB/LKE122/S/PUB/182, München-Ottobrunn, 1984.
- [9] Österheld, C.M.: *Physikalisch begründete Analyseverfahren im integrierten multidisziplinären Flugzeugvorentwurf*. Dissertation der TU Braunschweig, erschienen im Shaker-Verlag, ISBN 3-8322-2465-3, 2003.
- [10] Hansen, L.-U., Heinze, W., Horst, P.: *Blended Wing Body Structures in Multidisciplinary Pre-Design*. Journal of Structural and Multidisciplinary Optimization, Springer-Verlag, Vol.36, 2007.
- [11] Anger, A., Schneider, H.: *VELA3 - Technical Description*. Airbus, EDX-Radical Concepts Sector, Technical Report RP0522556, Issue 1-0, Hamburg, 2005.

Referenzflugzeug Boeing 777-200 LRF-Frachter

Parameter	Angaben BOEING	Berechnung PrADO	Abweichung
Betriebsleermasse	145280 kg	139534 kg	-4,0 %
Kraftstoffmasse (Reichweite 8850 km)	99340 kg	90242 kg	-9,1 %
max. Abflugmasse	347450 kg	338347 kg	-2,6 %
Reiseflug-Gleitzahl	-	19,59	-
Start			
▪ Startstrecke		2864 m	
▪ FAR-Startbahnlänge	3290 m	3536 m	7,5 %
Landung			
▪ Landestrecke		1327 m	
▪ FAR-Landebahnlänge	2100 m	2216 m	5,5 %

Wasserstoff-Flugzeug DASA Cryoplane (1991)

Parameter	Angaben AIRBUS	Berechnung PrADO	Abweichung
Betriebsleermasse	101300 kg	99165 kg	-2,1 %
Kraftstoffmasse (Reichweite 5000 km)	15530 kg	14221 kg	-8,4 %
max. Abflugmasse	150000 kg	146526 kg	-2,3 %
Reiseflug-Gleitzahl	15,4	15,3	-0,6 %
Start			
▪ Startstrecke	2230 m	1942 m	-12,9 %
▪ FAR-Startbahnlänge		2445 m	
Landung			
▪ Landestrecke	1600 m	1335 m	-16,6 %
▪ FAR-Landebahnlänge		2229 m	

TAB 1. Ergebnisse der Nachrechnungen zur Validierung des Entwurfsverfahrens PrADO

Auslegungsmission	
▪ Reichweite	8850 km
▪ Nutzmasse	108571 kg ¹⁾
Reichweite mit maximalen Kraftstoff	14612 km
zul. Startbahnlänge (MTOW, 0 km, ISA)	< 3200 m (3536 m) ²⁾
zul. Landebahnlänge (MLW, 0 km, ISA)	< 2500 m (2216 m) ²⁾
Anflugeschwindigkeit (MLW, 0 km, ISA)	< 78,6 m/s (90,7 m/s m) ²⁾
Kraftstoffreserven	
▪ Ausweichflug	370, 4 km
▪ Warteflug	0,5 h
▪ Zusatzreserve	3 % vom Missionskraftstoff
Frachtstapeldichte	
▪ Fracht	167 kg/m ³
▪ Gepäck	200 kg/m ³

¹⁾mit ULD-Masse (5741 kg)

²⁾nach Abgleich des Referenzflugzeugs gewählte Werte

TAB 2. Anforderungen an den Entwurf der Frachtflugzeuge

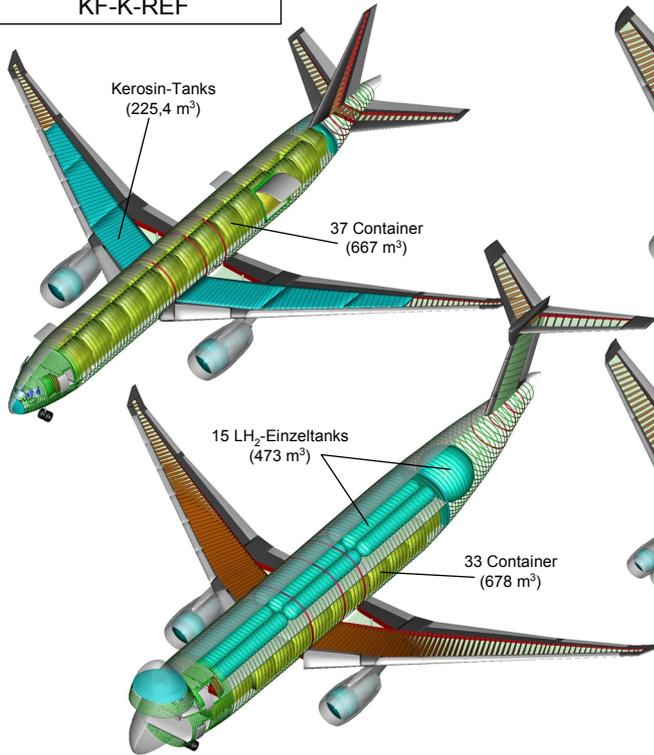
Parameter	Variante	Kerosin-Referenz KF-K-REF	konv. LH ₂ -Frachter KF-LH ₂ -OPT
Rumpfgeometrie			
▪ Länge		62,936 m	69 m
▪ max. Breite/max. Höhe		6,2 m / 6,2 m	8,5 m / 8,2 m
Flügelgeometrie			
▪ Bezugsfläche		443,6 m ²	485 m ²
▪ Streckung		9,46	9,46
Triebwerksstandsdruck		2 x 489 kN	2 x 446,9 kN
Reiseflug (Beginn)			
▪ Flughöhe/Machzahl		10,668 km / 0,84	11,361 km / 0,84
▪ Trimmwinkel		-6,68° ... -3,84°	-5,11° ... -2,45°
▪ max. Gleitzahl (ungetrimmt)		19,65	19,78
▪ Gleitzahl (getrimmt)		19,59	19,08
Betriebsleermasse		139534 kg	172970 kg
▪ Rumpf		40475 kg	60791 kg
▪ Flügel		35510 kg	38450 kg
▪ Antrieb		25164 kg	20999 kg
▪ LH ₂ -System		-	13022 kg
Kraftstoffmasse ¹⁾		90242 kg	32604 kg
max. Abflugmasse		338347 kg	314146 kg
max. Landemasse		259568 kg	285681 kg
max. lad. Kraftstoffmasse		176941 kg	33623 kg
FAR-Startbahnlänge		3536 m	3020 m
FAR-Landebahnlänge		2216 m	2219 m
Anflugeschwindigkeit		90,7 m/s	90,9 m/s
DOC-Wert ^{1,2)}		0,11139 €/t km	0,12659 €/t km

Parameter	Variante	LH ₂ -BWB-Basis BWB-LH ₂ -V0	opt. LH ₂ -BWB BWB-LH ₂ -OPT
Rumpfgeometrie			
▪ Länge		52,528 m	52,528 m
▪ max. Breite/max. Höhe		28,339 m / 6,2 m	28,339 m / 6,2 m
Flügelgeometrie			
▪ Bezugsfläche		1448,4 m ²	1336,5 m ²
▪ Streckung		4,65	4,79
Triebwerksstandsdruck		2 x 537,3 kN	4 x 226,4 kN
Reiseflug (Beginn)			
▪ Flughöhe/Machzahl		11,668 km / 0,80	12,5 km / 0,84
▪ Trimmwinkel		-4,82° ... -1,39°	-2,06° ... 2,14°
▪ max. Gleitzahl (ungetrimmt)		22,86	20,62
▪ Gleitzahl (getrimmt)		19,26	20,92
Betriebsleermasse		200376 kg	177423 kg
▪ Rumpf		80303 kg	76055 kg
▪ Flügel		29890 kg	19827 kg
▪ Antrieb		27298 kg	19150 kg
▪ LH ₂ -System		24947 kg	24947 kg
Kraftstoffmasse ¹⁾		35788 kg	30332 kg
max. Abflugmasse		344735 kg	316326 kg
max. Landemasse		313242 kg	289635 kg
max. lad. Kraftstoffmasse		38592 kg	38592 kg
FAR-Startbahnlänge		2257 m	2520 m
FAR-Landebahnlänge		2043 m	2340 m
Anflugeschwindigkeit		81,6 m/s	89,4 m/s
DOC-Wert ^{1,2)}		0,14409 €/t km	0,12826 €/t km

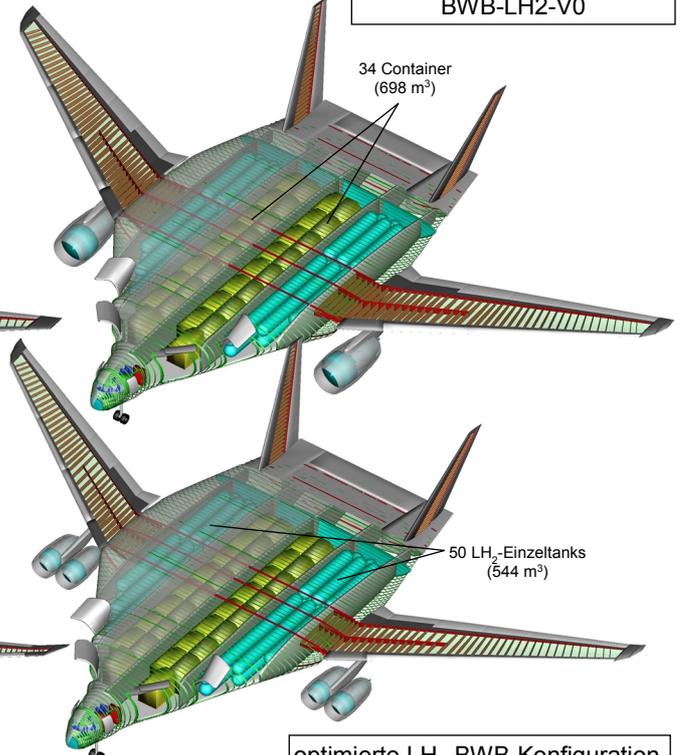
¹⁾Auslegungsmission (8850 km) ²⁾Kerosin 0,5 €/kg; LH₂ 1,5 €/kg

TAB 3. Ergebnisse zu den untersuchten Frachtflugzeugen mit alternativen Kraftstoffen

Kerosin-Referenzflugzeug
KF-K-REF



LH₂-BWB-Basiskonfiguration
BWB-LH2-V0

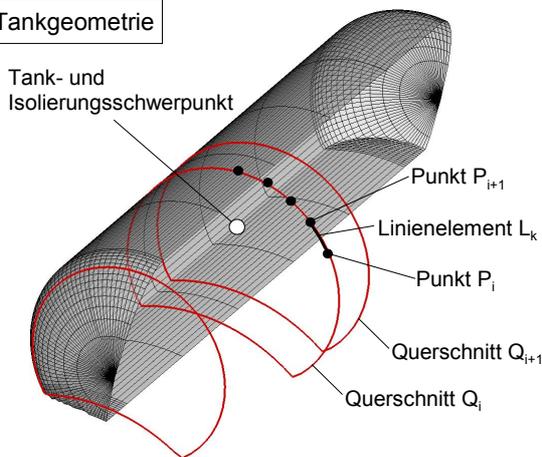


optimiertes klassisches LH₂-Frachtflugzeug
KF-LH2-OPT

optimierte LH₂-BWB-Konfiguration
BWB-LH2-OPT

BILD 1. Neue Konfigurationen für Frachtflugzeuge mit Wasserstoff (LH₂) als alternativen Treibstoff

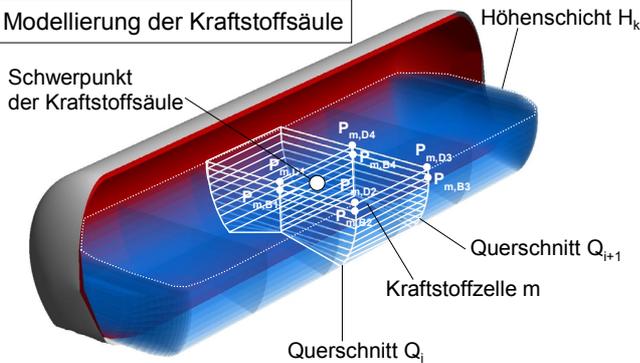
Tankgeometrie



Beispiele für Tank-Anordnungen



Modellierung der Kraftstoffsäule



Schwerpunktswanderung durch Enttanking

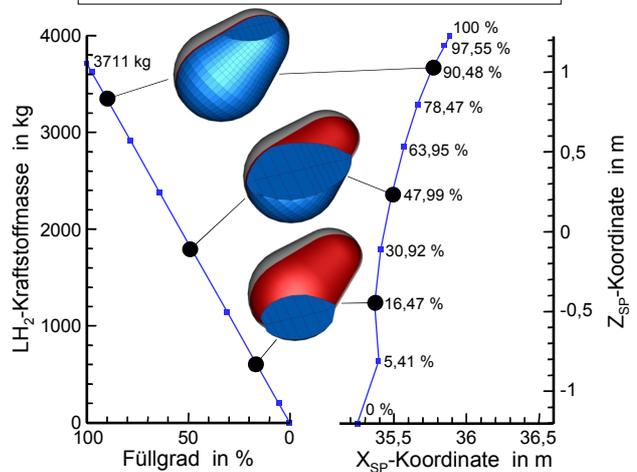
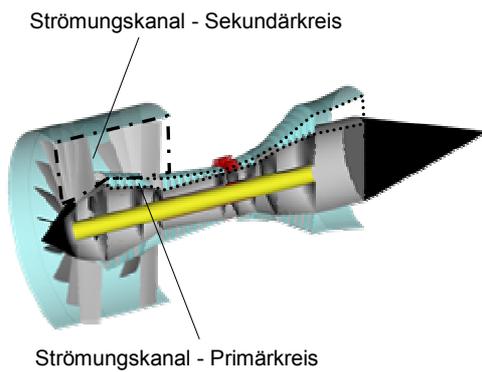


BILD 2. Modellbildung für Kryo-Kraftstofftanks im Gesamtentwurfsprozess für Transportflugzeuge

Geometrie- und Massenmodell



Errechnetes Off-Design-Verhalten

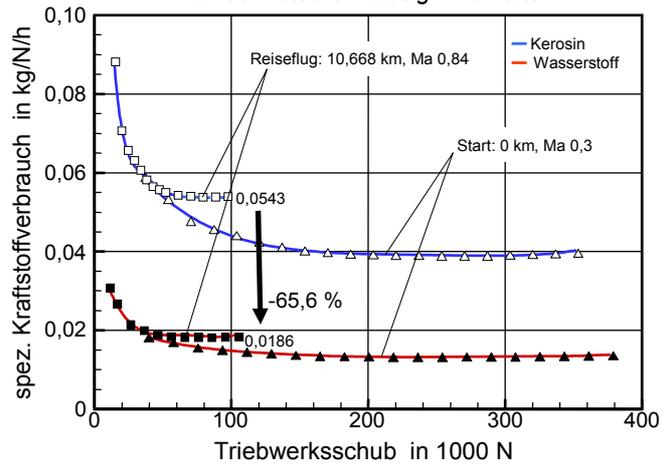


BILD 3. PrADO-Triebwerksmodell und errechnete Leistungsdaten für eine Nachbildung des Nebenstromtriebwerks General Electric GE90 mit Kerosin und Wasserstoff als Treibstoff

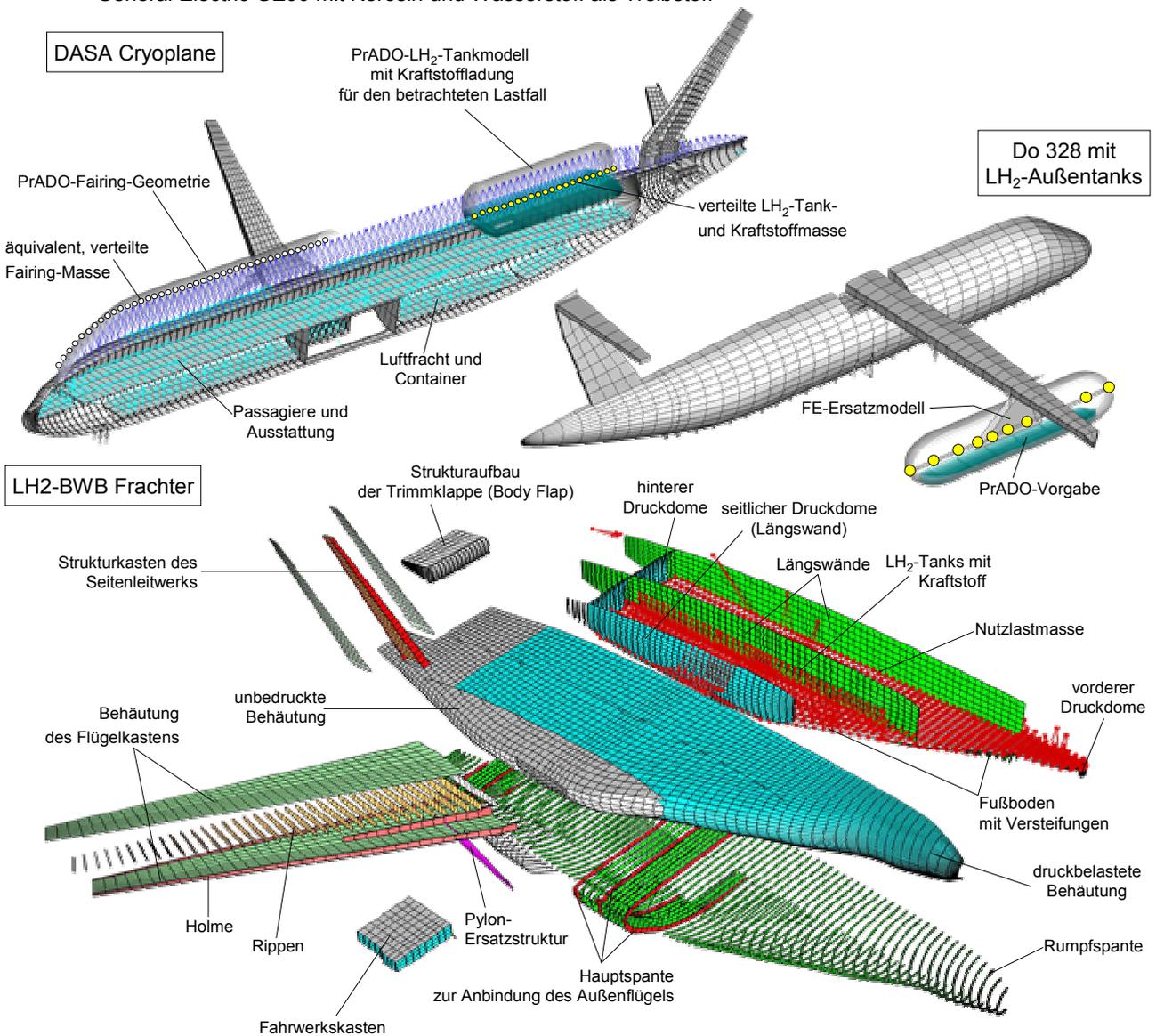


BILD 4. Beispiele für automatisch von SAM/PrADO generierte FE-Netze für Transportflugzeuge mit Kryo-Kraftstoffen (Grundlage der Strukturauslegung und Massenberechnung)

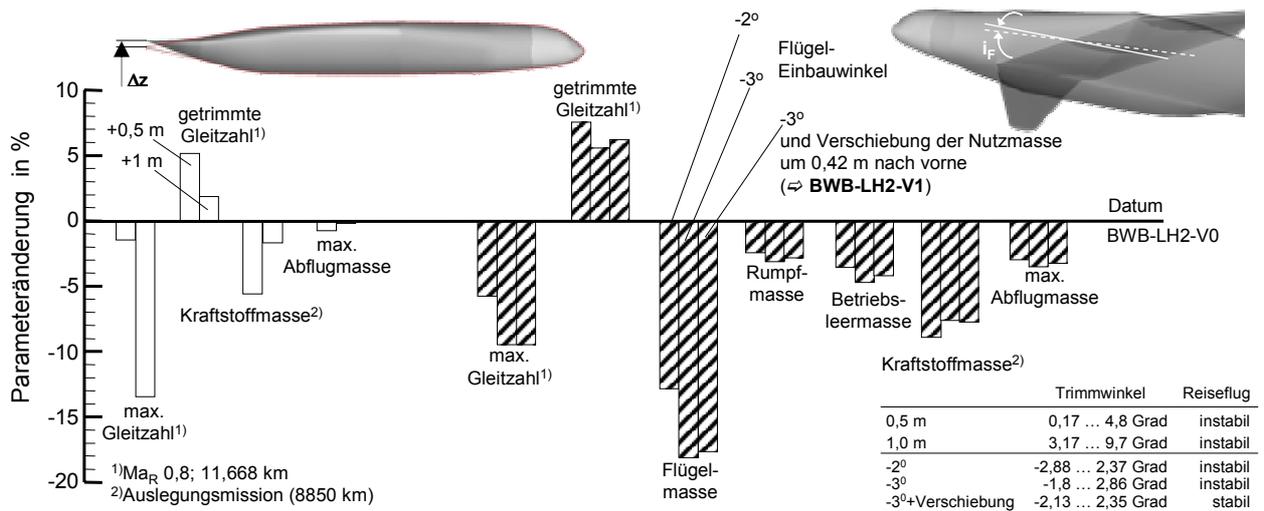


BILD 5. Optimierung des Nickmomentverhaltens des BWB zur Reduzierung des Trimmwiderstands im Reiseflug

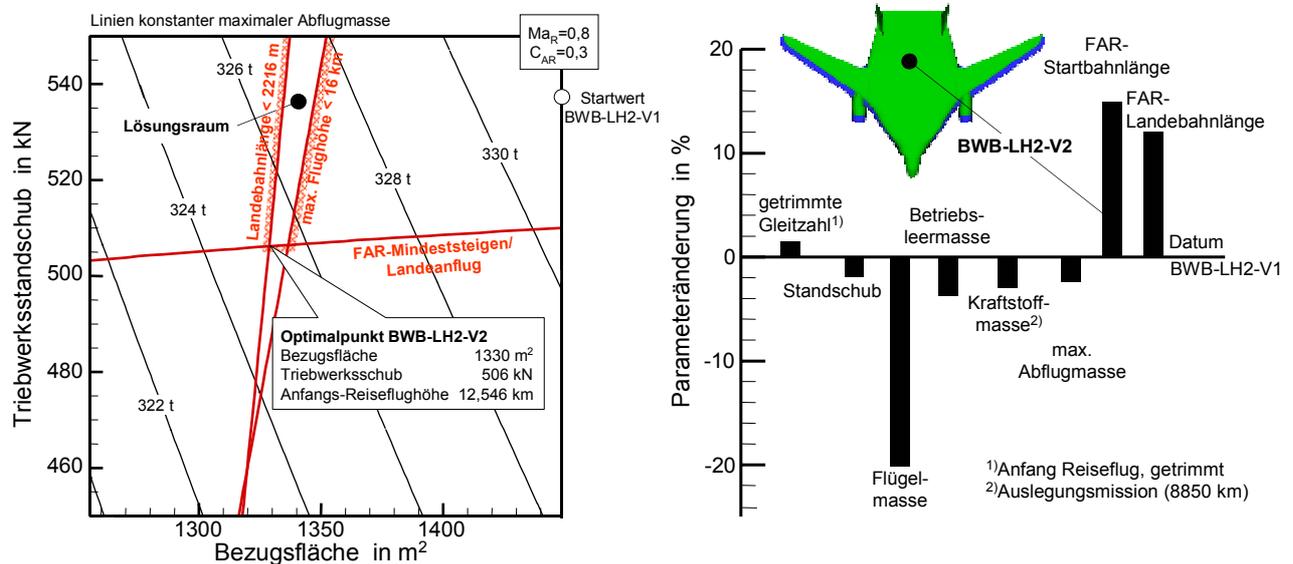


BILD 6. Optimierung der Außenflügel-Geometrie des BWB-Frachtflugzeugs

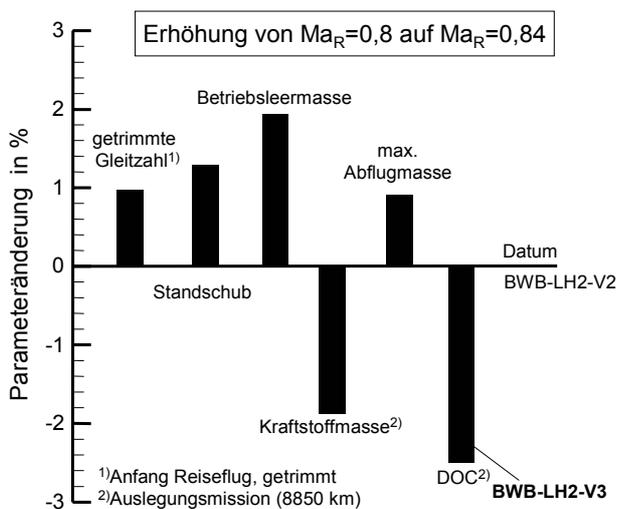


BILD 7. Variation der Reiseflug-Machzahl

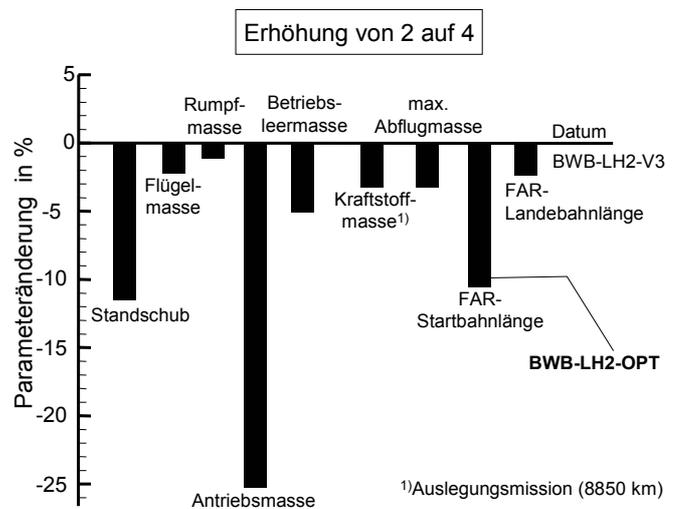


BILD 8. Variation der Triebwerksanzahl

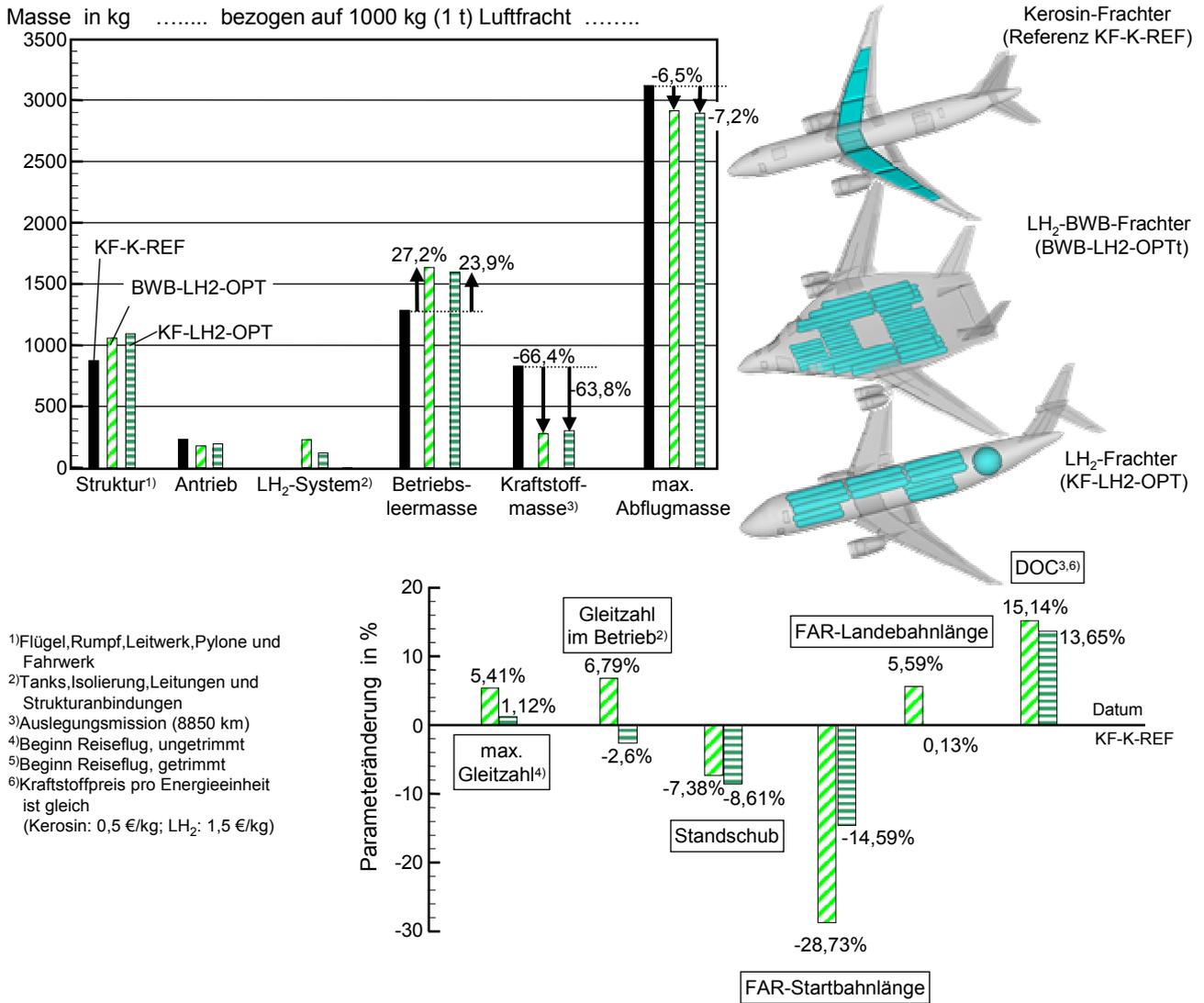


BILD 9 Bewertung der LH₂-Frachtflugzeug-Konfigurationen im Vergleich zu einem Kerosin-Referenzflugzeug

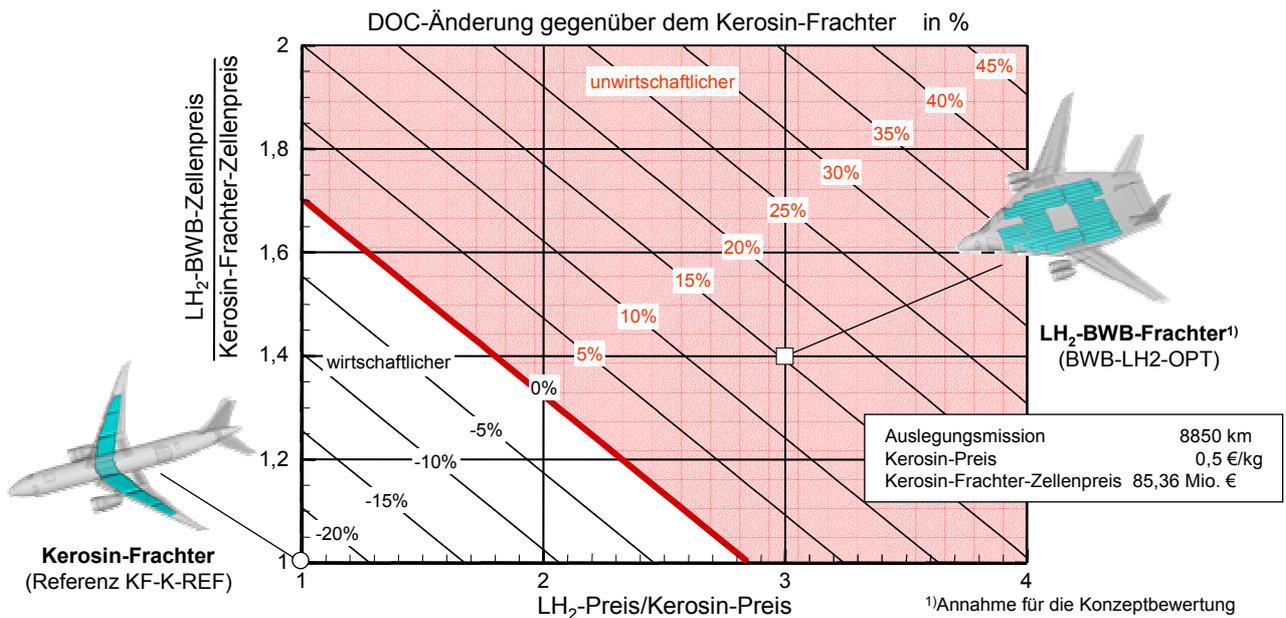


BILD 10 DOC-Beurteilung für das optimierte LH₂-BWB-Frachtflugzeug