

**Gesamtentwurf eines ökonomischen und ökologischen  
Lufttransportsystems  
unter Ausnutzung von Synergieeffekten**

Dipl.-Ing. Martin Böhm



# **Gesamtentwurf eines ökonomischen und ökologischen Lufttransportsystems unter Ausnutzung von Synergieeffekten**

zur Erlangung des Grades

DOKTOR-INGENIEUR (DR.-ING.)

bei der Fakultät für Luft- und Raumfahrttechnik  
der Universität der Bundeswehr München

genehmigte

DISSERTATION

vorgelegt von

DIPL.-ING. MARTIN BÖHM

Vorsitzender: Prof. Dr.-Ing. Christian Mundt  
1. Berichterstatter: Prof. Dr.-Ing. Werner Staudacher  
2. Berichterstatter: Prof. Dr.-Ing. Helmut Rapp

Tag der Einreichung: 05.09.2006

Tag der Prüfung: 09.03.2007



## Vorwort

Die vorliegende Arbeit entstand während meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Luftfahrttechnik der Fakultät für Luft- und Raumfahrttechnik an der Universität der Bundeswehr München.

Besonders danken möchte ich meinem sehr verehrten Doktorvater, Herrn Prof. Dr.-Ing. Werner Staudacher. Seine Anregungen und die zahlreichen fachlichen Diskussionen mit ihm gaben mir wegweisende Impulse für meine Arbeit.

Für die Übernahme des Koreferats und die hilfreichen Gespräche während der Erstellung der Arbeit bedanke ich mich bei Herrn Prof. Dr.-Ing. Helmut Rapp.

Herrn Prof. Dr.-Ing. Christian Mundt danke ich für die Übernahme des Vorsitzes des Promotionsausschusses.

Für viele wertvolle Informationen und Daten bedanke ich mich stellvertretend für den Arbeitskreis „Luftfahrtechnisches Handbuch – Masseanalyse“ bei Herrn Werner Sellner von der Fa. EADS. Auch den Studenten, die durch ihre Studien- und Diplomarbeiten zum Gelingen der Arbeit beigetragen haben, gilt mein Dank.

An alle Mitarbeiter des Instituts für Luftfahrttechnik ein herzliches Dankeschön für die stets gute Zusammenarbeit und die vielen interessanten Diskussionen. Besonders erwähnen möchte ich Herrn Dr.-Ing. Stefan Lentz, der mir gerade in der Anfangsphase durch viele wertvolle Hinweise den Einstieg in das wissenschaftliche Arbeiten erleichtert hat. Außerdem gilt mein Dank Herrn Dr.-Ing. Jürgen Müller, dessen Ideen und Unterstützung in der Endphase ebenfalls zum Gelingen der Arbeit beigetragen haben.

Besonders bedanke ich mich bei meiner Familie und meiner Lebensgefährtin Kathrin. Ihre Unterstützung und das Verständnis für meine Arbeit gaben mir stets den nötigen Rückhalt.

Nochmals vielen, vielen Dank an alle.

München, im März 2007

Martin Böhm



# Inhaltsverzeichnis

Symbolverzeichnis.....	III
<b>1 Einleitung .....</b>	<b>1</b>
1.1 Historischer Überblick .....	1
1.2 Stand der Technik.....	6
1.3 Ziel der Arbeit .....	8
<b>2 Der Flugzeugvorentwurf.....</b>	<b>11</b>
2.1 Der Entwurfsprozess .....	11
2.2 Datensatzgenerierung für eine Basiskonfiguration .....	15
2.2.1 Geometrie-Datensatz.....	16
2.2.2 Aerodynamik-Datensatz.....	18
2.2.3 Masse-Datensatz.....	19
2.2.4 Triebwerks-Datensatz.....	20
2.3 Optimierung, Analyse und Bewertung.....	21
2.3.1 Optimierung und Leistungsanalyse .....	21
2.3.2 Bewertung und Vergleich.....	24
<b>3 Anforderungen an ein Lufttransportsystem.....</b>	<b>29</b>
3.1 Der Ökonomie- und Ökologieanspruch der Zukunft .....	30
3.2 Die Auslegungsmission.....	34
<b>4 Auslegung eines konventionellen Referenzkonzeptes .....</b>	<b>37</b>
4.1 Der Airbus A380 und dessen Entwicklungsgeschichte.....	37
4.1.1 Technische Details des A380 .....	39
4.2 Das Referenzkonzept UHCA-160.....	42
4.2.1 Geometrieanpassung und allgemeine konfigurative Merkmale.....	43
4.2.2 Missionsanpassung und Optimierung .....	46
4.2.3 Struktur und Massen.....	49
4.2.4 Aerodynamik.....	53
4.2.5 Antrieb.....	55
4.2.6 Flugleistungen und Sensitivitäten .....	55
4.2.7 Schlussfolgerungen und Konsequenzen.....	60
<b>5 Konzept eines LH<sub>2</sub>-betriebenen Flugzeuges .....</b>	<b>63</b>
5.1 Flüssiger Wasserstoff im Flugzeugbau .....	63
5.2 Das LH <sub>2</sub> -Antriebssystem .....	66
5.2.1 Die Drucktanks.....	69
5.3 Das LH <sub>2</sub> -Konzept ECOA-160.....	72

---

5.3.1	Geometrieanpassung und allgemeine konfigurative Merkmale.....	72
5.3.2	Missionsanpassung und Optimierung .....	74
5.3.3	Struktur und Massen.....	77
5.3.4	Aerodynamik.....	81
5.3.5	Antrieb.....	82
5.3.6	Flugleistungen und Sensitivitäten .....	82
5.3.7	Schlussfolgerungen und Konsequenzen.....	86
<b>6</b>	<b>Konfigurationsoptimierung unter Ausnutzung von Synergien .....</b>	<b>89</b>
6.1	Synergismus in der Praxis .....	89
6.2	Konfigurationsmodifikationen unter synergistischen Gesichtspunkten.....	91
6.2.1	Die Rumpfmodifikation .....	91
6.2.2	Modifikation der Triebwerksintegration .....	103
6.3	Die Gesamtkonfiguration des SYNA-160.....	108
6.3.1	Missionsanpassung und Optimierung .....	112
6.3.2	Struktur und Massen.....	115
6.3.3	Aerodynamik.....	118
6.3.4	Antrieb.....	122
6.3.5	Flugleistungen und Sensitivitäten .....	123
6.3.6	Bewertung des SYNA-160.....	127
<b>7</b>	<b>Bewertung und Vergleich .....</b>	<b>131</b>
7.1	Allgemeiner Konfigurationsvergleich.....	131
7.2	Abschließende Gesamtbewertung .....	135
<b>8</b>	<b>Zusammenfassung und Perspektive .....</b>	<b>139</b>
	<b>Literaturverzeichnis.....</b>	<b>141</b>

## Symbolverzeichnis

### Griechische Symbole:

$\Lambda$	Streckung
$\alpha_i$	Wärmeübergangskoeffizient
$\beta$	Prandtl-Glauert-Faktor
$\delta$	Dicke
$\eta$	Klappenwinkel
$\varphi$	Pfeilung
$\lambda$	Zuspitzung, Wärmeleitkoeffizient
$\rho$	Dichte

### Lateinische Symbole:

A	Auftrieb
b	Spannweite, Breite
$c_A$	Auftriebsbeiwert
$c_{A\alpha}$	Auftriebsanstieg
CO	Kohlenmonoxid
CO <sub>2</sub>	Kohlendioxid
$c_{w0}$	Nullwiderstandsbeiwert
$c_{wi}$	induzierter Widerstandsbeiwert
$c_\mu$	Blaskoeffizient
d	Durchmesser, Dicke
e	Oswaldfaktor
EP	Entwurfsparameter
F	Schub, Kraft
FD	Fachdisziplin
$f_s$	schädliche Widerstandsfläche
G	Gewicht
H	Flughöhe
h	Höhe
H <sub>2</sub> O	Wasser
HC	unverbrannte Kohlenwasserstoffe
k	Faktor des induzierten Widerstands
K	Profildickeneinflussfaktor
l	Länge
M	Machzahl

---

m	Masse
ṁ	Massenstrom
n	Anzahl
NO <sub>x</sub>	Stickoxide
O	Oberfläche
R	Reichweite
S	projizierte Fläche
SF	Sensitivitätsfaktor
SFC	spezifischer Verbrauch
SO <sub>2</sub>	Schwefeldioxid
ST	Schnittstelle
t	Zeit
v	Geschwindigkeit
V	Volumen
W	Widerstand
WF	Wachstumsfaktor
X, Y	Entwurfsgröße
x, y, z	Flugzeugkoordinaten

**Indizes:**

∞	freie Anströmung
A	Abflug
Boden	am Boden stehend
Bug	Flugzeugbug/-nase
Deck	Frachtdeck
exp	exponiert
F	Flügel
fix	Festanteil
Flug	im Fluge befindlich
ges	gesamt
Heck	Rumpfheck
i	innen
id	ideell
Iso	Isolation
j	Laufvariable
L	Leer
LA	Landung
LH <sub>2</sub>	liquid hydrogen (flüssiger Wasserstoff)
max	maximal

Nutz	Nutzlast
PB	Polar Break
R	Rumpf
real	realer Wert
Ref	Referenzwert
Rot	Rotation
SLW	Seitenleitwerk
Strahl	Triebwerksstrahl
Struk	Struktur
Tank	Treibstofftank
Treib	Treibstoff
TW	Triebwerk
v	veränderlich
wet	benetzt

**Abkürzungen:**

3D	dreidimensional
Al	Aluminium
APP	aircraft performance program
BLC	boundary layer control
BPR	bypass ratio
BWB	blended wing body
CAD	computer aided design
CADE, CADEHYP	Flugzeugskalierungstools
CATIA	Konstruktionsprogramm
CFD	computational fluid dynamics
CFK	kohlefaserverstärkter Kunststoff
CFRP	carbonfibre reinforced plastics
DIN	Deutsche Industrie Norm
DOC	direct operating costs
EADS	European Aeronautic and Space Company
EBF	externally blown flap
ECO <sup>1</sup> , ECO <sup>1,mod</sup> , ECO <sup>2</sup> , ECO <sup>3</sup>	ecological and economical coefficients
ECOA	ecological and economical aircraft
EU	Europäische Union
EXCEL	Tabellenkalkulationsprogramm
FEM	Finite Element Methode
FLUENT	numerisches Strömungssimulationsprogramm
FORTTRAN	Programmiersprache für wissenschaftl. Anwendungen

---

GAMBIT	Oberflächen- und Volumen-Vernetzungstool
GLARE	glassfibre reinforced aluminium
GPS	global positioning system
ICAO	International Civil Aviation Organisation
IOC	indirect operating costs
LTH	Luftfahrttechnisches Handbuch
PCN	pavement classification number
SEP	specific excessive power
SLB	slender body
SYNA	synergy aircraft
UHCA	ultra high capacity aircraft
ULD	unit load device
USB	upper surface blowing
VFE	virtueller Flugzeugentwurf
WIG	wing in ground effect

# 1 Einleitung

Es genügt nicht zu wollen,  
man muss es auch tun.  
Es genügt nicht zu wissen,  
man muss es auch anwenden.

*J. W. von Goethe*

Diesem Ausspruch des Dichters J.W. von Goethe nachkommend, beschreibt die vorliegende wissenschaftliche Arbeit den Entwurf eines Transportflugzeuges. Um die Grenzen des traditionellen Flugzeugbaus zu umgehen und eine optimierte Gesamtkonfiguration zu erhalten, wird bewusst ein unkonventioneller Weg beschritten. Die „Anwendung“ und Einbindung der bisher häufig nur theoretisch oder experimentell untersuchten Technologien in das Gesamtsystem unter synergistischen Gesichtspunkten steht hierbei im Vordergrund.

Um die Hintergründe dieser unkonventionellen Vorgehensweise zu erläutern, wird einleitend in diesem Kapitel zunächst ein historischer Überblick über die Entstehung und Entwicklung der Luftfahrt bis heute gegeben. Dazu illustrieren einige Abbildungen Meilensteine der Luftfahrt und beschreiben wesentliche technische Neuerungen der jeweiligen Zeit. Des Weiteren sind die Herausforderungen kurz zusammengefasst, denen sich der moderne Flugzeugbau zukünftig stellen muss.

Zur Skizzierung technischer Möglichkeiten wird im Anschluss daran der Stand der Technik aufgezeigt.

Abschließend erfolgt eine Konkretisierung des Ziels dieser Arbeit und eine kurze Schilderung der Vorgehensweise.

## 1.1 Historischer Überblick

Der Traum vom Fliegen, ein Gedanke, der die Menschen schon seit mehreren Jahrtausenden begeistert.

Die ganz frühen Träumer, so auch der Sagenheld Ikarus, suchten die Lösung für das Fliegen in der Nachahmung der Vögel. Doch sie stießen immer wieder an Grenzen. Einige bezahlten ihre waghalsigen Versuche sogar mit dem Leben.

Nach Jahrzehnten und Jahrhunderten voller Enttäuschungen schien dann endlich das Ziel erreicht zu sein. Doch nicht wie geglaubt mit einem Gerät, welches schwerer als Luft war,

sondern mit einem Heißluftballon. So erhob sich der erste Mensch am 21. November 1783 mit der nach ihren Erfindern benannten „Montgolfiere“ in die Lüfte. Diese ganz andere Art des Fliegens sollte noch bis in die 30er Jahre des 20. Jahrhunderts reichen und bis dahin das bedeutendste Massenlufttransportmittel bleiben. Die Entwicklung brachte die Luftschiffe hervor, die spezielle Traggase für die Auftriebserzeugung nutzten, steuerbar waren und auch Motoren zum Vortrieb besaßen. Die erfolgreichsten Vertreter dieses Typs waren die nach dem Erfinder Graf Zeppelin benannten Schiffe, deren bekannteste die LZ127 „Graf Zeppelin“ und die LZ129 „Hindenburg“ waren. Letztere verunglückte am 6. Mai 1937 in Lakehurst schwer und beendete das große Zeitalter der Luftschiffe als Lufttransportmittel.

Doch parallel zur Entwicklung der Ballone und Luftschiffe wurden auch weiterhin Anstrengungen unternommen, vogelähnliche Geräte zum Fliegen zu bringen. So machte der Engländer Sir George Cayley bereits Anfang des 19. Jahrhunderts, beflügelt durch die ersten Ballonfahrten, Fortschritte bei Fluggeräten, die schwerer waren als Luft. Er betrachtete als erster die Baugruppen unabhängig voneinander und veröffentlichte ein Bild eines Fluggerätes, das einen Rumpf für den Piloten, Flügel nur für die Auftriebserzeugung (nicht mehr gleichzeitig für den Vortrieb) sowie Leitwerke zur Steuerung des Flugzeuges vorsah. Damit ist er der Begründer des Flugzeugbaus.

Dennoch sollten mehr als hundert weitere Jahre vergehen, bis ein flugfähiges angetriebenes Flugzeug entstand. In dieser Zeit wurden vielfältige Untersuchungen zum besseren theoretischen und praktischen Verständnis des Flugverhaltens durchgeführt. Einer dieser Analytiker, bekannt geworden durch seine Gleitflugversuche, war Otto Lilienthal. Er lieferte wesentliche Informationen zu Flügelformen und deren Einfluss auf den Auftrieb.

Eine andere Gruppe beschäftigte sich mit der Weiterentwicklung des Antriebes, der durch die Erfindung der Dampfmaschine und vor allem des Verbrennungsmotors ermöglicht wurde.

Den Lohn für all diese Arbeiten erhielten dann letztendlich 1903 die Gebrüder Wright, die den ersten bemannten Motorflug in Kitty Hawk durchführten. Sie legten damit vor dem Konkurrenten Samuel Pierpont Langley den Grundstein für eine erfolversprechende bemannte Luftfahrt.

Von da an war der Enthusiasmus für das Fliegen ungebrochen hoch, so dass die folgenden Jahre durch Flugvorführungen und eindrucksvolle Ereignisse (z.B. Überquerung des Ärmelkanals 1909 durch Blériot) dominiert wurden. Während dieser Zeit machten die Konstruktionen immer weitere Fortschritte und die Leistung der Motoren nahm zu. Trotz aller Euphorie erkannten die Menschen in dieser frühen Phase den praktischen Nutzen der Fliegelei weder für den militärischen noch den zivilen Bereich. Zwar fanden ab 1911 erste Postflüge und ab 1914 auch Passagierflüge statt, die jedoch bald wieder beendet wurden und über die Experimentierphase nicht hinaus kamen. Wesentlicher Grund war neben der fehlenden Schlechtwettereignung die begrenzte Nutzlastkapazität.

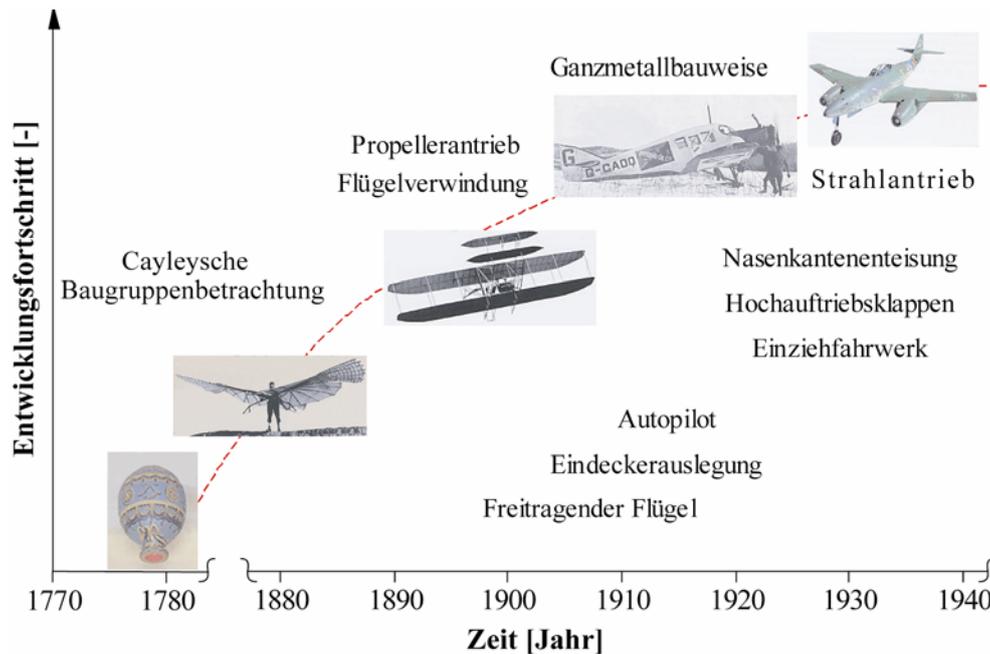
Die Nachfrage nach Flugzeugen stieg erst zu Beginn des 1. Weltkrieges, in dem sie zu Aufklärungszwecken und zur Unterstützung der Bodentruppen dienten. Die Zeit unmittelbar vor und während des 1. Weltkrieges brachte neben der Entwicklung leistungsstarker, schneller, robuster und zuverlässiger Flugzeuge im Wesentlichen erste große, mehrmotorige Bomber hervor. Damit war der Grundstein für eine Passagier- und Frachtbeförderung gelegt.

So begann nach kurzzeitiger Rezession direkt nach dem 1. Weltkrieg die goldene Ära der Luftfahrt, mit wesentlichen Meilensteinen für die zivile Passagier- und Frachtluftfahrt. Herausforderungen lagen nicht mehr in langen kontinentalen, sondern in transatlantischen und weltumrundenden Flügen, so dass bald die ganze Welt über die Luft verbunden war.

Nach Kriegsende wurden dauerhafte Luftpostverbindungen eingerichtet und die ersten Passagierflugdienste entstanden. In den 20er Jahren des 20. Jahrhunderts erfolgte daher die Gründung vieler bekannter Fluggesellschaften wie der Deutschen Luft Hansa (später Lufthansa), der niederländischen KLM, der französischen Air France oder der australischen Qantas. Deutschland erwies sich hierbei als Vorreiter und stellte mit dem Debüt der Deutschen Luft Hansa 1926 die damals weltweit größte Fluggesellschaft. Anfangs war der Passagierkomfort durch schwache Kabinenheizungen, fehlende Toiletten und laute Triebwerke zwar sehr dürftig, das besserte sich aber durch die technischen Fortschritte bis zum Beginn des 2. Weltkrieges stetig. Außerdem wurden ab Anfang der 30er Jahre die ersten Flugbegleiterinnen zur Betreuung der Passagiere eingesetzt.

Eine Stagnation erfuhr der zivile Luftverkehr dann allerdings mit Beginn des 2. Weltkrieges im Jahre 1939. In den folgenden Jahren wurden Flugzeughersteller wie auch Fluggesellschaften kriegsunterstützend gebunden. Dennoch waren einige Fortschritte zu verzeichnen, z.B. die Verbesserung der Navigationssysteme und anderer elektronischer Geräte. Nicht nur für militärische Zwecke erwies sich schließlich auch der in den letzten Kriegsjahren eingeführte Düsenjäger Me262 als zukunftsweisend. Er stellte das erste serienmäßig gebaute, strahlgetriebene Flugzeug der Welt dar. Die Me262 präsentierte auf Grund der bis dahin nie erreichten Fluggeschwindigkeit auch andere Neuerungen (z.B. Pfeilung der Tragflächen).<sup>[58]</sup>

Zusammenfassend für die Anfänge der Luftfahrt und die erste Hälfte der über hundertjährigen Motorfluggeschichte zeigt Abbildung 1-1 Meilensteine der Luftfahrt sowie die wesentlichen technischen Neuerungen/Fortschritte der jeweiligen Ära.



**Abbildung 1-1: Meilensteine aus den Anfängen der Luftfahrtgeschichte**<sup>[20][27][33]</sup>

Nach dem Ende des 2. Weltkrieges stieg die Nachfrage nach Flugreisen immens an. Die Flugzeuge erreichten neue Standards und machten das Reisen wesentlich angenehmer als in den Jahren zuvor. Vorrangige Ziele auf dem zivilen Sektor waren, neben der Erweiterung des Komforts, die Reichweitenerhöhung zur Realisierung von transatlantischen Non-Stop-Flügen und die Erhöhung der Fluggeschwindigkeit. Dies führte dazu, dass die bis dato eingesetzten Propellermaschinen an technische Grenzen stießen. Die Entwicklung von Turbo-Prop-Triebwerken schaffte kurzzeitig Abhilfe und erlaubte den Flug mit merklich gesteigerter Geschwindigkeit.

In der Folgezeit kamen schließlich auch im zivilen Luftverkehr Turbinenluftstrahltriebwerke zum Einsatz. Die durch den kalten Krieg vorangetriebenen militärischen Untersuchungen und Verbesserungen dieser Triebwerke ermöglichten deren wirtschaftlichen Einsatz. Die De Havilland Comet war das erste zivile Strahlflugzeug der Welt und wurde bereits 1952 in Dienst gestellt. Der Durchbruch blieb ihr aber auf Grund gravierender struktureller Fehlkonstruktionen und damit verbundener Abstürze verwehrt. Den Erfolg bei den Jets verzeichnete allein Boeing mit der Einführung der B707 im Jahre 1954. Sie gilt bis heute als die Mutter aller Passagierjets.

Seither änderte sich das äußere Erscheinungsbild der zivilen Transportflugzeuge bis auf wenige Ausnahmen nur marginal (z.B. Anzahl oder Anordnung der Triebwerke). Die 50er und 60er Jahre zeichnen sich lediglich durch steigende Sicherheit, Komfort und Zuverlässigkeit der Jets aus.

Zur besseren Anpassung an den Markt erfolgte die Entwicklung unterschiedlicher Typen mit veränderten Kapazitäten und Reichweiten. In dieser Zeit manifestierte sich auch die Familienkonzept-Strategie.

Eine Sensation schaffte die Boeing B747, welche der erste Wide-Body-Entwurf seiner Zeit war. Sie stellte bis zur Einführung des A380 das größte zivile Verkehrsflugzeug der Welt dar und markierte lange Zeit die Grenze des technisch Machbaren. Ihre immense Größe führte aber auch zu Problemen. So mussten Modifikationen von Start- und Landebahnen sowie sonstiger Infrastrukturen an Flughäfen vorgenommen werden, um die Abfertigung eines so riesigen Flugzeuges überhaupt zu ermöglichen.<sup>[51]</sup>

Neben der Kapazitätssteigerung erschien zunächst auch die deutliche Erhöhung der Geschwindigkeit attraktiv zu sein. Das führte dazu, dass die Entwicklung von Überschallverkehrsflugzeugen einsetzte. Als wohl bekanntestes und einziges langfristig im Linienverkehr eingesetztes Überschallflugzeug ist die 1976 in Dienst gestellte Concorde zu nennen. Sie war das einzige Überschallflugzeug, welches sich trotz hoher Treibstoffkosten und des Überschalllärms bis Anfang des 21. Jahrhunderts auf dem Markt hielt. Gesamtbetrachtend hat sich der zivile Überschallluftverkehr allerdings nicht durchgesetzt. So musste auch Boeing mit der Idee des Sonic Cruisers einen erheblichen Rückschlag hinnehmen.<sup>[27][28]</sup>

Vielmehr zeichnete sich Ende des 20. Jahrhunderts die Nachfrage nach sehr wirtschaftlichen Großraum-Transportern ab. So stellt der Airbus A380 einen der jüngsten Meilensteine der Luftfahrtgeschichte dar. Nachfolgend sind nur noch die in der Entwicklung befindlichen ökonomischen und ökologischen Entwürfe von Boeing mit der B787 bzw. von Airbus mit dem A350 zu erwähnen.

Die Flugzeugentwicklung der zweiten Hälfte der Luftfahrtgeschichte illustriert Abbildung 1-2.

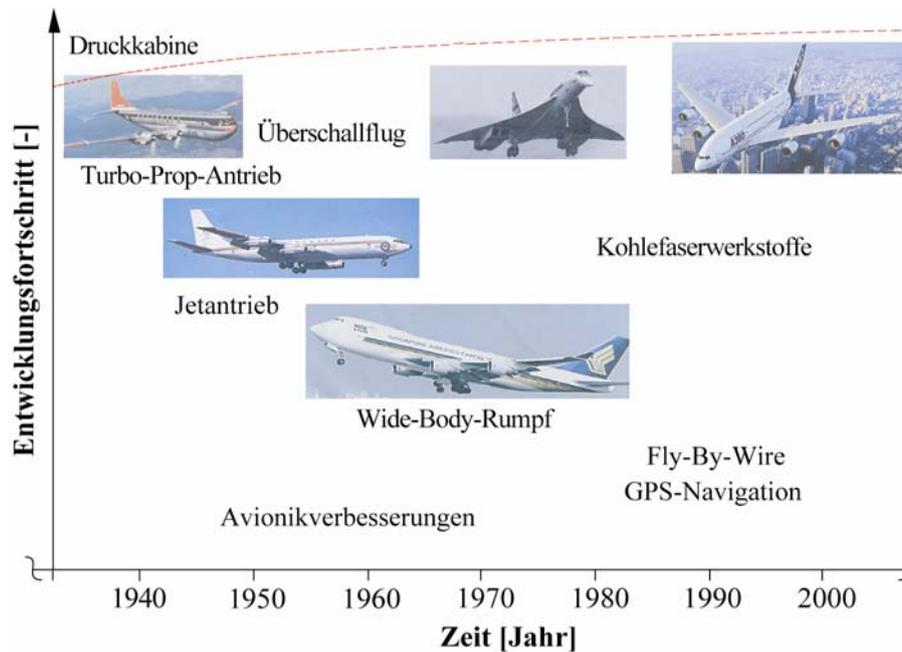


Abbildung 1-2: Fortschritte im Flugzeugbau der letzten Jahrzehnte<sup>[20][27][33]</sup>

Der Vergleich von Abbildung 1-1 und Abbildung 1-2 zeigt, dass die letzten Jahre der Luftfahrtgeschichte keine wesentlichen Neuerungen (z.B. neue Antriebe, etc.) mehr hervorgebracht haben. Die technologischen Fortschritte im traditionellen Flugzeugbau (nach Cayley) nähern sich asymptotisch einem Optimum. Die Konfigurationen weisen kaum merkliche Unterschiede auf und weitere Leistungssteigerungen werden auf Grund der wachsenden Aufwand/Nutzen-Verhältnisse teuer erkaufte.

Dennoch muss sich der Flugzeugbau neuen Herausforderungen stellen. Die immer stärker wachsenden Märkte -speziell in Asien- führen zu Passagier- und Frachtaufkommen, die mehr Flugbewegungen erforderlich machen als je zuvor. Des Weiteren steigt zunehmend der Anspruch an Wirtschaftlichkeit und vor allem an Umweltverträglichkeit sowie Sicherheit.

## 1.2 Stand der Technik

Um die zuvor genannten Herausforderungen zu bewältigen, liegt der Schwerpunkt der Flugzeughersteller für kurz- bis mittelfristige Flugzeugentwicklungen weiterhin in der Leistungssteigerung von Detailbereichen. Die neusten Projekte von Boeing (B787) und Airbus (A380, A350) sind daher als Stand der Technik zu bezeichnen. Die Technologiefortschritte zielen auf Ökonomie-, Ökologie-, Komfortsteigerung und Erhöhung der Wartungsfreundlichkeit ab und werden im Wesentlichen durch folgende Maßnahmen erreicht:<sup>[25][26]</sup>

- Einsatz schadstoffoptimierter (z.B. Pre-Mixing-Brennkammern) und lärmärmer High-Bypass-Triebwerke
- Verwendung effizienter und lärmoptimierter Hochauftriebssysteme

- Aerodynamikverbesserungen an Rumpf und Flügeln (z.B. Rumpfnase, Winglets)
- Massenreduktion durch neuartige Materialien (z.B. faserverstärkte Aluminiumlegierungen)
- Wechsel von pneumatisch zu elektrisch betriebenen Sub-Systemen
- Einsparung von Einzelbauteilen und Einbindung von computergestützter Wartungsvorhersage („Monitoring“)
- Entwicklung neuartiger Kabinenlayouts und Senkung der Druckhöhe

Alternative Konfigurationsanalysen für Transportflugzeuge der Zukunft beschränken sich auf Grundlagenforschung und Konzeptstudien.

Zu diesen zählen z.B. vereinzelt Untersuchungen von sogenannten Bodeneffektgeräten (engl. **wing in ground effect (WIG)**), zu denen die militärischen Entwicklungen der russischen Ekranoplane gehören. Jüngstes Projekt ist der Großraum-Entwurf „Pelican“ von Boeing. Diese Fluggeräte bieten zwar erhebliche Kapazitäten, werden aber in der Regel über Wasser eingesetzt und sind daher für den Massenluftverkehr weniger geeignet.

Wesentlich interessantere Konfigurationen stellen die **blended wing bodies (BWBs)** dar, deren Hauptvorteil in einer verbesserten Aerodynamik liegt.<sup>[41][46]</sup> Wegen fehlender effektiver Hochauftriebssysteme weisen sie jedoch sehr niedrige Flächenbelastungen auf. Dies bedingt riesige Flügelflächen, welche die Integration in Infrastrukturen an modernen Flughäfen erschweren. Des Weiteren entfällt auf Grund des nicht vorhandenen Höhenleitwerks der stabilisierende Nickmomentenbeitrag. Damit wachsen die Anforderungen an die Flugsteuerung deutlich. Potenzial bieten solche Konfigurationen wegen ihrer Architektur aber z.B. im Hinblick auf eine lärmoptimale Triebwerksintegration.

Neben der genaueren Analyse des Hochauftriebs bzw. der Flugsteuerung konzentrieren sich weitere Untersuchungen bei den BWBs auf die Lärmreduktion und die Entwicklung von Rumpfstrukturkonzepten.<sup>[30][41][44][45]</sup> Es bedarf aber noch intensiver Anstrengungen, bis eine Art Vorserienreife erreicht wird, so dass das Risiko der kurzfristigen Einführung beträchtlich erscheint.

Im Hinblick auf emissionsarme Antriebe stellt der Wasserstoffbetrieb eine vielversprechende Alternative dar. Die Integration erfordert zwar bestimmte Modifikationsmaßnahmen, ist aber nicht an eine Konfiguration gebunden. So liegen Studien zu wasserstoffbetriebenen traditionellen Flugzeugen oder aber auch zu BWBs vor.<sup>[14][29]</sup> Die umfangreichsten Untersuchungen zu diesem Thema sind in den 70er Jahren des letzten Jahrhunderts in Amerika durchgeführt worden.<sup>[14][15][16][17]</sup> Eine Aktualisierung und Erweiterung der vorhandenen Datenbasen erfolgte im Rahmen des EU-Projektes „CRYOPLANE“ Anfang des Jahrhunderts.<sup>[5]</sup> Diese lieferten allerdings speziell in Bezug auf die Konfigurationsanforderungen und die Integration des Tanksystems keine wesentlich neueren Erkenntnisse. So sind für diese Bereiche die damaligen Studien durchaus noch als aktueller Technikstand zu sehen. Weitere Untersuchungsfelder bleiben aber die Brennkammertechnik von Wasserstofftriebwerken und

die Materialforschung für Tank- und Isolierwerkstoffe. Trotz allem ist auf diesem Sektor der Antriebstechnik ein großes Know-how vorhanden bzw. aus anderen Fachbereichen (z.B. Raumfahrt, Kraftfahrzeug- und Schiffstechnik) verfügbar.

Als neues Augenmerk ist die Verwendung von wasserstoffbetriebenen Brennstoffzellen hinzugekommen. Dieses Analysegebiet in Verbindung mit Forschungen zu einem „more“ bzw. „all electric aircraft“ ist von großem Interesse, befindet sich aber noch in den Anfängen und ist daher erst für den langfristigen Einsatz geeignet.<sup>[8][65]</sup>

### 1.3 Ziel der Arbeit

Die vorangegangenen Einführungen zeigen, dass Alternativen zu neuen Flugzeugkonzepten und auch Antriebstechniken bereits vielfach vorliegen. In der Regel konzentrieren sich solche Studien aber auf die Untersuchung von Einzeltechnologien und nehmen die Auswirkung der Integration als gegeben hin. Eine multidisziplinäre Gesamtsystembetrachtung zur besseren Einbindung der Technik wird häufig nicht verfolgt.

Daher ist das Ziel der Arbeit, einen mit Hilfe von Synergieeffekten gesamtsystemoptimierten Entwurf eines Transportflugzeuges durchzuführen, welcher die hohen Ökonomie- und Ökologieforderungen der Zukunft bei minimalem Risiko für die Hersteller erfüllt.

Da die Industrie starken wirtschaftlichen Zwängen unterliegt, ist deren Entwurfsarbeit auf einen eher kurz- bis mittelfristigen Zeitraum ausgerichtet. Um auch mittel- bis langfristige Lösungsansätze vorzuweisen, sind theoretische Grundlagenarbeiten wie diese von Relevanz und in Ergänzung zu Anstrengungen in den „Future-Project-Abteilungen“ der Industrie zu sehen.

Da der Gesamtentwurf -speziell unter dem hier beleuchteten synergistischen Hintergrund- eine besondere multidisziplinäre Betrachtungsweise erfordert, stellt er eine komplexe Aufgabe dar. Während in der Industrie diese Aufgabe teilweise integrierte Entwurfsteams mit Spezialisten der einzelnen Fachabteilungen lösen, muss in dieser Einzelarbeit eine primär generalistische Vorgehensweise verfolgt werden.

Zum besseren Verständnis des Vorgehens beim Flugzeugentwurf und zur Erläuterung einiger Besonderheiten für diese Arbeit erfolgt in einem einleitenden Kapitel die Kurzdarstellung des Entwurfsprozesses.

Bei der Erarbeitung von möglichen Konzepten steht trotz einer zukunftsorientierten Auslegung die Praxistauglichkeit im Vordergrund. Gerade bei der Integration in das Luftverkehrssystem und die Infrastrukturen ist der Status quo möglichst zu berücksichtigen. Denn wegen der weltweiten Standardisierung sind Änderungen des bestehenden Systems kosten-

intensiv und deshalb auch nur stetig über einen langen Zeitraum realisierbar. Um den Gesamtforderungen zu entsprechen und den realen Ansprüchen des Luftverkehrs der Zukunft Rechnung zu tragen, erfolgt daher zunächst die Festlegung bestimmter Rahmenbedingungen. Diese orientieren sich an gesetzlichen Richtlinien, technischen Erfordernissen und -soweit möglich- an Zukunftsprognosen der Fluggesellschaften. Die in einem Katalog zusammengefassten Forderungen bilden die Basis für die Konzeptstudie.

Auf Grundlage dieses Kataloges wird dann eine Nachprojektierung eines modernen Transportflugzeuges mit Anpassung an die neuen Anforderungen durchgeführt. Dieses dient als Referenzkonzept und zum Herausstellen von technischen Schwachstellen einer traditionellen Konfiguration.

Danach erfolgt eine Modifikation des Gerätes auf den Betrieb mit flüssigem Wasserstoff, um dem ökologischen Anspruch gerecht zu werden. Der Vergleich der beiden Konzepte und die Gegenüberstellung der Vor- und Nachteile beider Flugzeuge liefern dann die Ausgangsbasis für die im Schwerpunkt liegenden synergistischen Untersuchungen.

Diese zeigen mögliche Synergieansätze auf und beschreiben durch interdisziplinäre Betrachtung deren Auswirkungen auf den Gesamtentwurf.

Als Abschluss steht die Auslegung eines Alternativkonzeptes unter Berücksichtigung der zuvor erläuterten Synergien. Darüber hinaus findet eine Gegenüberstellung und Bewertung aller Konzepte statt, um Potenziale einer synergistischen Optimierung darzulegen.



## 2 Der Flugzeugvorentwurf

Der Produkt-Lebenszyklus von Flugzeugen erstreckt sich über mehrere Jahrzehnte. Dabei werden die Phasen und Teilphasen von den anfänglichen Vorstudien über den Entwurf, die Entwicklung, die Fertigung bis hin zum Betrieb und der Betreuung durchlaufen. Hierbei ist der Übergang zwischen den Phasen bzw. Teilphasen fließend und der Zeitraum eventueller Überschneidungen variabel.

Der Vorstudien- und Entwurfsphase, als Zyklenbeginn, kommt eine besondere Bedeutung zu. In dieser Phase werden Konzepte erarbeitet, bewertet sowie verglichen und frühzeitig der Weg für ein erfolgversprechendes Gerät vorgezeichnet. Die besondere Relevanz dieses frühen Entwurfsabschnittes, der gemessen am gesamten Produkt-Lebenszyklus nur einen kleinen zeitlichen Anteil hat, ergibt sich aus der Kostenbetrachtung. Da die Entwurfsphase zum Abschluss eine „eingefrorene“ Konfiguration liefert, werden bereits etwa 85 % der späteren Kosten festgelegt. Der Anteil der entstandenen Kosten zu diesem Zeitpunkt beträgt aber lediglich ca. 7 %.<sup>[62]</sup> Intensive Anstrengungen zu Beginn der Flugzeugentwicklung ermöglichen somit später Kosten und Zeit zu sparen.

Die Vorstudien- und Entwurfsphase untergliedert sich weiter in die Teilphasen Konzept-, Vor- und Detailentwurf.<sup>[47][59][62][72]</sup>

Schwerpunkt dieser Arbeit ist der Konzeptentwurf, anhand dessen nachstehend das Grundprinzip des Entwurfsprozesses näher erläutert wird. Neben diesem erfolgt die Vorstellung der erforderlichen Methoden zur Datensatzgenerierung und der Möglichkeiten der Leistungsanalyse. Dies dient unter anderem dazu, später die Qualität der Ergebnisse zu beurteilen sowie eine Reproduzierbarkeit zu gewährleisten.

Abschließend werden in diesem Kapitel Methoden der Bewertung und des Vergleichs der verschiedenen Konzepte aufgezeigt.

### 2.1 Der Entwurfsprozess

Der Entwurfsprozess ist ein iterativer, d.h. sich wiederholender Vorgang, der sich sukzessive an das Optimum heranarbeitet. Ziel ist die Lösung eines Problems durch Findung eines bestmöglichen Kompromisses zwischen einzelnen Teildisziplinen. Dabei müssen neben den technischen Fachgebieten gerade im zivilen Flugzeugbau auch „sekundäre“ Sachgebiete Berücksichtigung finden, wie Abbildung 2-1 zeigt.

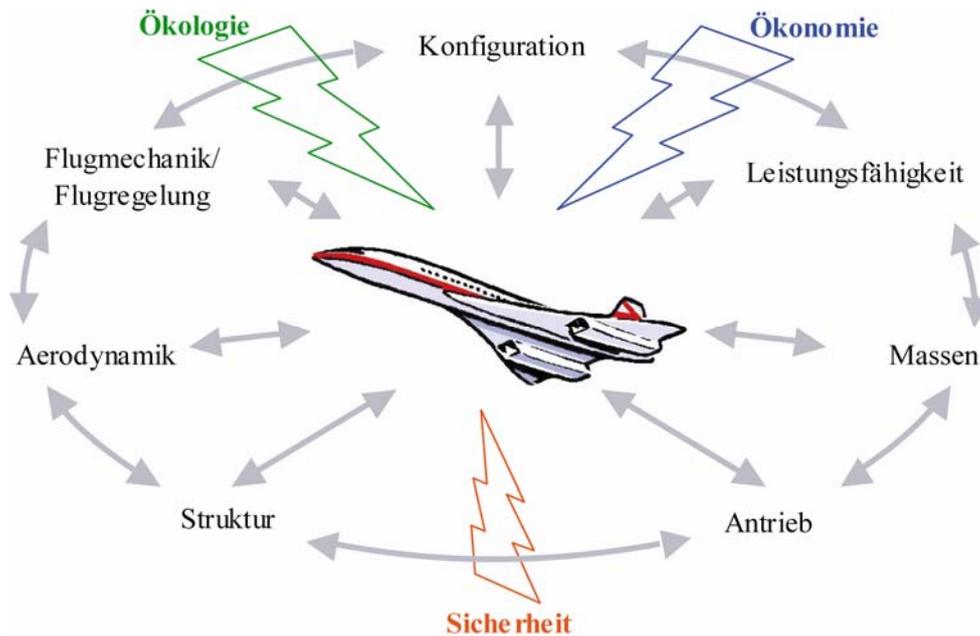


Abbildung 2-1: Fachdisziplinen im Flugzeugbau

Damit steht der Entwurfsingenieur nicht nur auf Grund der Vielzahl der Wissensgebiete vor einer komplexen Entwurfsaufgabe, sondern darüber hinaus durch die gegenseitige Beeinflussung der einzelnen Teildisziplinen. Bei der Bewältigung dieser Aufgabe ist eine gesamtsystemorientierte Betrachtung eine Grundvoraussetzung. Nur diese liefert letztendlich auch ein Gesamtoptimum. Teiloptima einzelner Disziplinen werden selten erreicht, da sie häufig im gegenseitigen Widerspruch stehen (Abbildung 2-2). Der Leistungssteigerung durch lokale Optimierung sind damit automatisch Grenzen gesetzt.

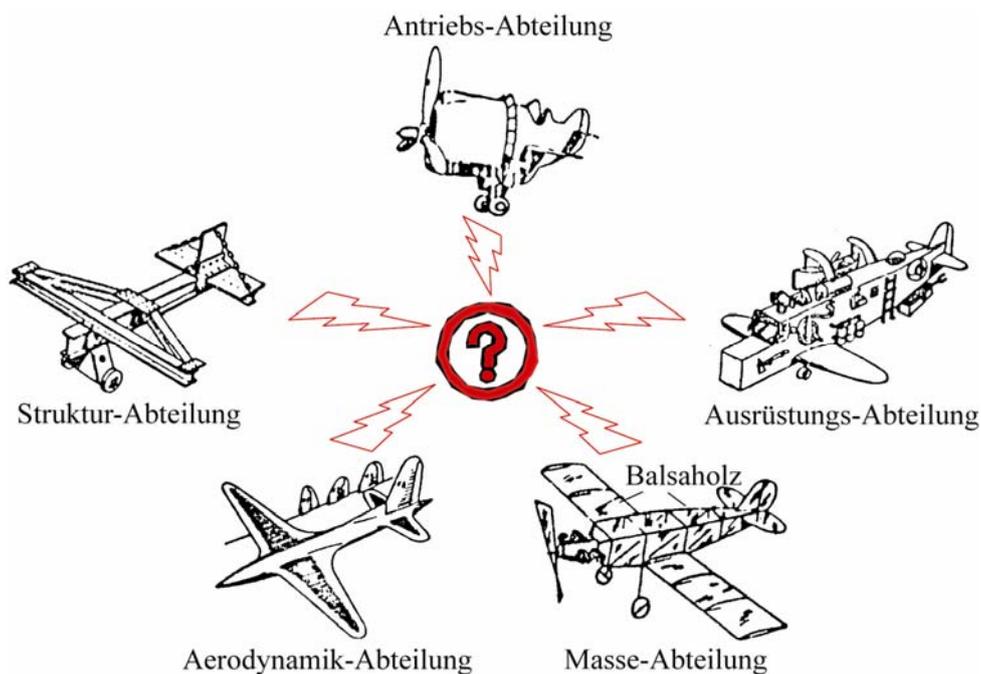


Abbildung 2-2: Flugzeugentwurf aus Spezialisten-, „Sicht“<sup>[47]</sup>

Um einen gesamtsystemorientierten und zielgerichteten Entwurf zu erlangen, ist zunächst eine Analyse der Problemstellung und eine genaue Festlegung der Anforderungen notwendig. Die frühe und präzise Vorgabe der Forderungen trägt in hohem Maße zur schnellen und effektiven Entwicklung des Fluggerätes bei.

Deren Auswertung erfolgt im sogenannten **Phasenvorlauf** und bildet den Einstieg in den Entwurfsprozess. Der Phasenvorlauf ist ein marktwirtschaftlich geprägter Vorgang und liefert durch detaillierte Bedarfsanalysen einen Anforderungskatalog. Dieser wird in einem sogenannten „Standard and Requirement Document“ zusammengefasst und dient als Basis für die technische Umsetzung.<sup>[75]</sup> Bei der Erstellung ist das Abdecken von Marktlücken und die Unterscheidung zum Konkurrenten oftmals ein zusätzlicher Garant für den Erfolg. Insgesamt birgt der Vorgang auf Grund seiner weitreichenden Zukunftsprognosen aber ein hohes Risiko. Die auf Basis der Bedarfsanalyse gefällten Entscheidungen zeichnen für Erfolg oder auch Misserfolg eines Projektes, wie das Beispiel des Sonic Cruisers von Boeing deutlich zeigt.

Angesichts des hohen marktorientierten Anteils wird die Bedarfsanalyse in dieser Arbeit mit den Ausführungen in Kapitel 3 auf wesentliche Bereiche beschränkt.

Auf Grundlage des „Standard and Requirement Documents“ erfolgt der Einstieg in den eigentlichen Entwurfszyklus (Abbildung 2-3). Dieser wird mehrfach, komplett bzw. teilweise durchlaufen und liefert abschließend eine gesamtsystemorientierte und optimierte Lösung des anfänglich gestellten Problems.

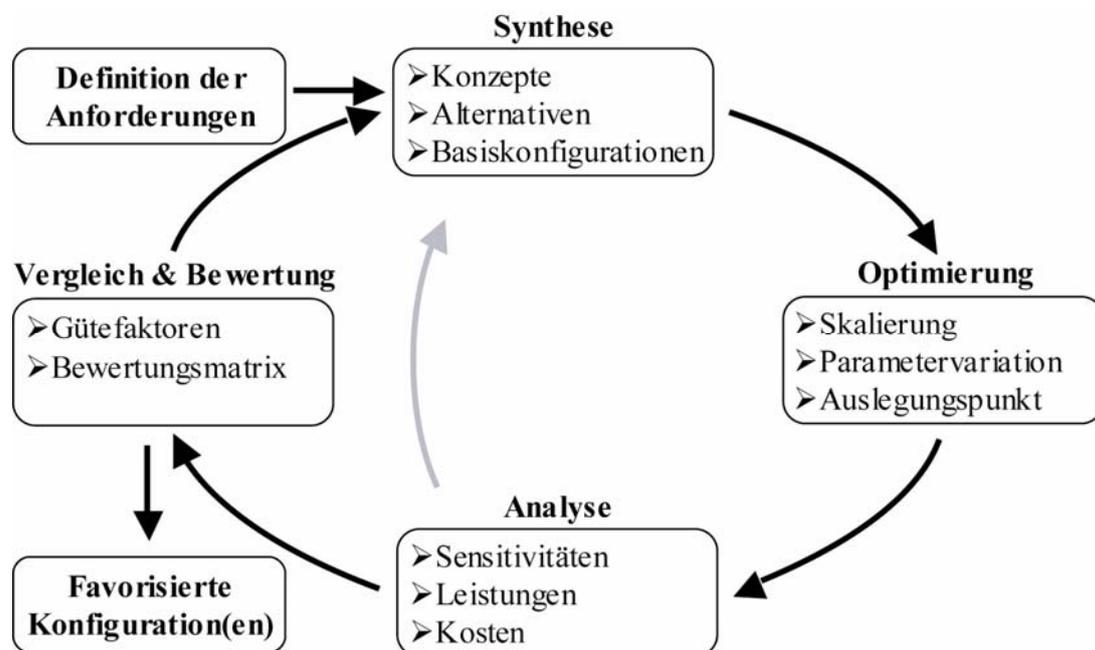


Abbildung 2-3: Der Entwurfsprozess<sup>[40]</sup>

Im Einzelnen bedeutet das die Synthese, Optimierung, Analyse und Bewertung von verschiedenen Konzepten.

Zu Beginn erfolgt die Überprüfung einer Vielzahl von Strategien und Konzepten mit möglichst einfachen Verfahren und Referenzdaten auf ihre Realisierbarkeit. Dies geschieht durch Gegenüberstellung in einem simplen Vorteil-/Nachteil-Vergleich. Diese „Argumentenbilanz“ ist relativ subjektiv und muss folglich durch Berechnungen oder Referenzdaten objektiviert werden.<sup>[75]</sup> In der Regel werden so im Anfangsstadium viele grundsätzliche Entwurfsideen ausgewertet, um das erfolgsversprechendste Konzept für genauere Untersuchungen zu identifizieren.

Anschließend erfolgt eine Verfeinerung, z.B. die genauere Flügel- oder Triebwerkspositionierung. Durch mehrfaches Durchlaufen der Phasen des Entwurfsprozesses wird die Qualität so gesteigert, dass daraus eine konsolidierte Konfiguration hervorgeht, die zur Weiterentwicklung geeignet ist. Die einzelnen Abschnitte im Entwurfsrad (Abbildung 2-3) sowie die verwendeten Methoden werden nachfolgend näher erläutert.

Zuvor bleibt an dieser Stelle anzumerken, dass der Entwurfsprozess zwei unterschiedlichen Leitphilosophien unterliegen kann.

Einerseits können die Baugruppen als mehr oder weniger unabhängig (invariant) betrachtet werden. Dabei kommt jeder Baugruppe eine bestimmte Aufgabe zu, wobei deren Einfluss auf Nachbarkomponenten minimiert oder vermieden wird. Dieses Prinzip trifft im Wesentlichen auf den traditionellen Flugzeugbau zu, der auf Sir George Cayley zurückzuführen ist. Ein entfernter Verwandter von Cayley war der Mathematiker Arthur Cayley, der als Begründer der Invariantentheorie gilt. Beide verfolgen eine unabhängige Betrachtung der Teilprobleme, so dass unter der geschilderten Entwurfsstrategie häufig das **Cayleysche Prinzip** verstanden wird.

Einem anderen Prinzip unterliegt der Entwurf bei gezielter Ausnutzung von **Synergien**. Synergie bzw. Synergismus umschreibt der folgende Ausspruch:

*„Das Ganze ist mehr als die Summe seiner Teile“*

Das bedeutet, dass bei der synergistischen Entwurfsmethode gezielt die Beeinflussung der Komponenten gesucht und deren positiver Effekt aufeinander ausgenutzt wird.

Die beim ersten Prinzip verfolgte reine Technologiesteigerung in Teildisziplinen ist im Hinblick auf den erreichten Leistungsgrad mit hohen Kosten verbunden. So stellt nur eine Kombination aus Synergieausnutzung und Technologieverbesserung zukünftig eine kosteneffektivere Alternative dar. Deshalb wird der Entwurf in dieser Arbeit unter dem Gesichtspunkt der Lokalisierung und Ausnutzung von Synergieeffekten durchgeführt.

## 2.2 Datensatzgenerierung für eine Basiskonfiguration

Ausgangspunkt des iterativen Entwurfsprozesses ist die Flugzeugsynthese, in der eine Basis-konfiguration für die nachfolgende Optimierung und Analyse durch Datensätze beschrieben wird. Die notwendigen Daten für die Berechnungen ergeben sich aus einer multidisziplinären Betrachtung der in Abbildung 2-1 aufgeführten Fachgebiete. Die Daten sind in folgenden Bereichen zusammengefasst:

- Geometrie
- Aerodynamik
- Massen
- Antrieb

Die Erstellung dieser Datensätze wird mittels verschiedener Methoden in unterschiedlichen Genauigkeitsstufen durchgeführt. Die Art der jeweilig angewendeten Methode hängt von der Entwurfsphase, der Verfügbarkeit und der Erfahrung des Entwurfsingenieurs, aber auch von der Firmenphilosophie ab.

Bei der Wahl der verfügbaren und angewendeten Verfahren muss ein Kompromiss aus zeitlichem Aufwand für die Erstellung und der Genauigkeit der Ergebnisse eingegangen werden. Dabei sollte die Genauigkeitsforderung für alle Datensätze in einem vergleichbaren Bereich liegen, da sich der Gesamtfehler proportional zur Fehlerbandbreite der Einzelverfahren verhält.

Abbildung 2-4 zeigt einen qualitativen Verlauf der Genauigkeit und des betriebenen Aufwandes in Abhängigkeit von der Entwurfszeit. Zusätzlich sind typische Verfahren in den einzelnen Phasen aufgeführt, die zur Anwendung kommen.

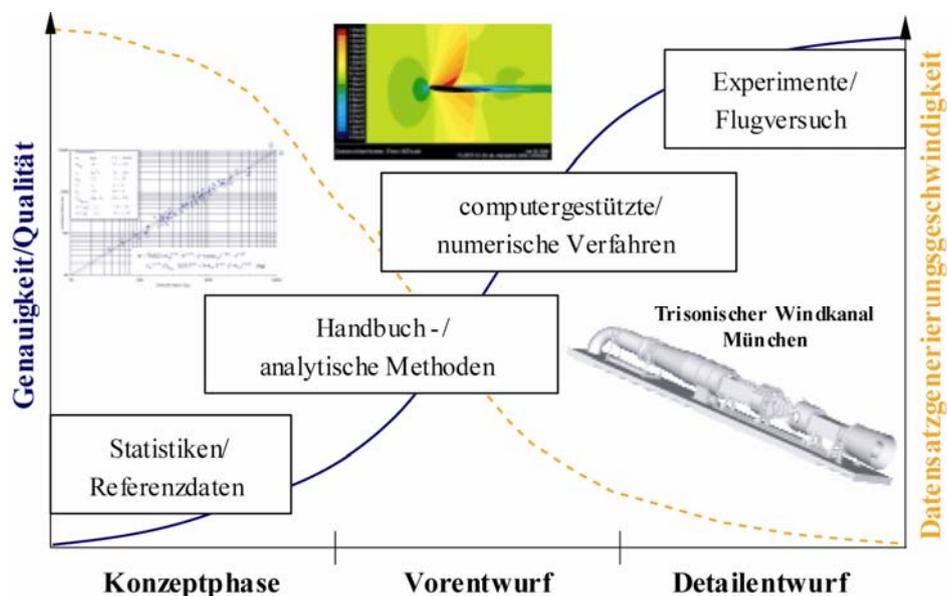


Abbildung 2-4: Datensatzgenerierung im Flugzeugentwurf

Grundsätzlich steigt die Genauigkeitsforderung mit abnehmender Zahl zu untersuchender Konfigurationen und fortschreitender Entwurfszeit. Der zeitliche Aufwand für die Datensatzgenerierung sowie die Kosten wachsen dabei an.

Die Genauigkeit von Daten ist direkt proportional zum Entwurfswissen. Sie hat daher einen erheblichen Einfluss auf die Entwurfsfreiheit und somit die Kosten. So werden zur frühzeitigen Steigerung des Wissens heute bereits zu Beginn des Entwurfsprozesses aufwendige computergestützte Verfahren eingesetzt. Das Pre-Processing für diese Programme ist zeitintensiv und erfordert eine detaillierte Kenntnis der Konfiguration. Ein gewisser Vorteil entsteht aus der multifunktionalen und interdisziplinären Verwendung dieser Daten, die sich aus entsprechenden Schnittstellen (z.B. Geometrie- oder Vernetzungsmodule) ergeben. Dies ermöglicht die Weiterverwendung der Datensätze bis in späte Entwurfsphasen. Der Einsatz erfordert darüber hinaus wegen der Komplexität dieser Programme ein erhöhtes Fachwissen, so dass er meist auf Fachabteilungen beschränkt ist.

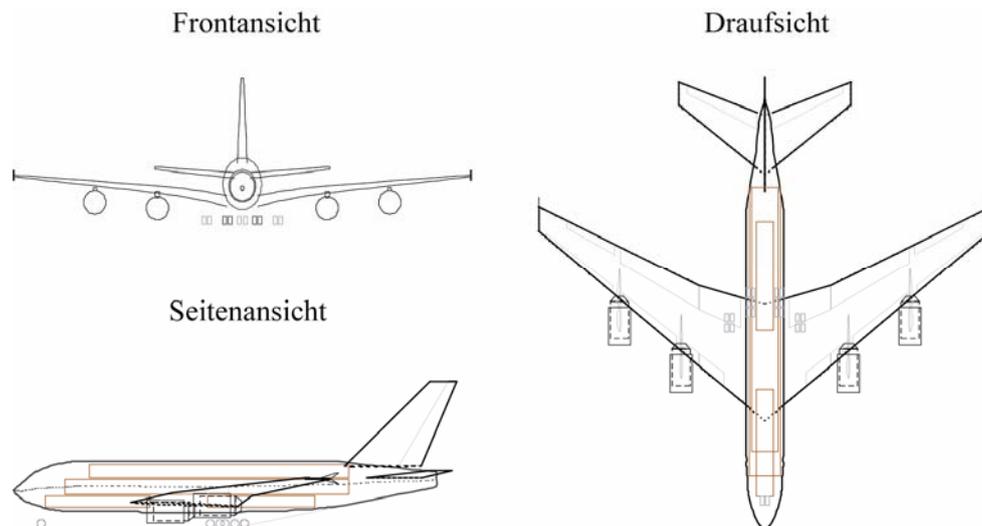
Bei Gesamtsystembetrachtung in der frühen Entwurfsphase eignet sich eine einfachere Methode zur Genauigkeitssteigerung. Die parallele Anwendung unterschiedlicher Verfahren und deren abschließende statistische Bewertung unter Berücksichtigung der Stärken und Schwächen der Einzelverfahren ermöglichen in ihrer Kombination eine Steigerung der Datenqualität.

Letztere Variante findet in dieser Arbeit Verwendung, so dass nachstehend die für die Datensatzgenerierung herangezogenen Verfahren aufgeführt und näher erläutert werden.

### 2.2.1 Geometrie-Datensatz

Der Geometrie-Datensatz beschreibt die charakteristischen Abmessungen und liefert Grundparameter für die Erstellung weiterer Datensätze, wie der aerodynamischen Beiwerte oder der Massenmodelle. Besondere Bedeutung gewinnt der Geometrie-Datensatz im zivilen Flugzeugbau bezüglich der maximal zulässigen Abmessungen des Flugzeuges (Handhabung am Boden) und auch der Frachtraumgestaltung.

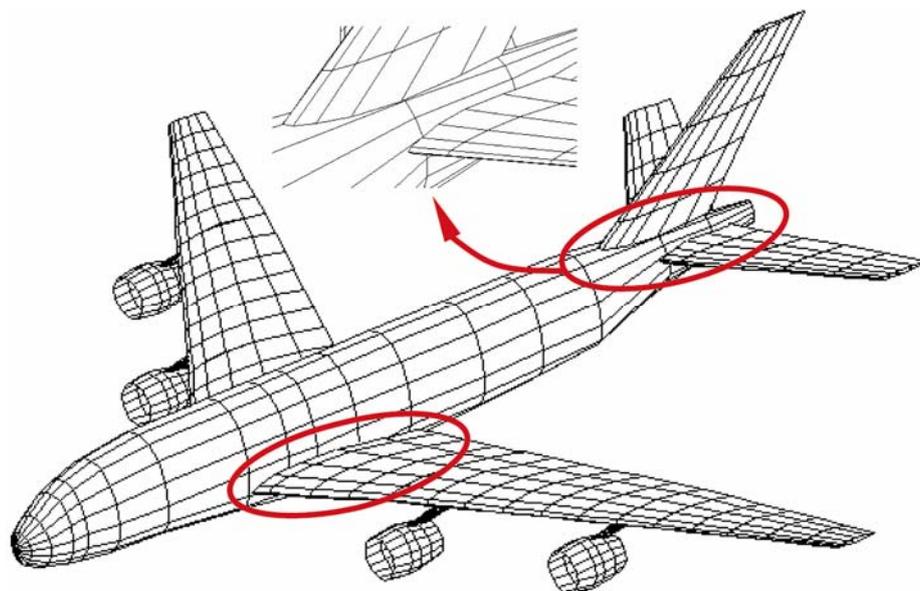
Zu Beginn der Entwurfsphase ist die Genauigkeitsanforderung noch gering und nur die wesentlichen Abmessungen und Positionen der Baugruppen sind von Interesse. Daher ist zunächst eine einfache Skizze oder Dreiseitenansicht ausreichend, um diese Daten zu bestimmen. Hierbei lässt sich eine Teilautomatisierung bezüglich Darstellung und Berechnung von Daten mittels eines EXCEL-Programmes (Abbildung 2-5) erreichen.<sup>[36]</sup> Bei Kopplung des Geometriemoduls mit weiteren Programmteilen, wie Schwerpunkt-, Massen-, Aerodynamikermittlung, lassen sich bereits frühzeitig Interaktionen von Parametervariationen mit der Konfiguration erkennen.



**Abbildung 2-5: Dreiseitenansicht in der Konzeptentwurfsphase**

Die Dreiseitenansicht gibt zwar die wesentlichen Dimensionen des Gerätes wieder, eine dreidimensionale Darstellung ist aber nicht möglich. Schnittzeichnungen vermitteln allerdings bereits eine quasi 3D-Darstellung und lassen z.B. eine Volumenverteilung von Frachträumen oder Tanks zu.

Für eine reale 3D-Darstellung wird eine Volumendarstellung mittels Gittermodell herangezogen. Diese Möglichkeit ist in dem verwendeten Entwurfsprogramm „Virtueller Flugzeug Entwurf“ (VFE) enthalten.<sup>[37]</sup> Es lässt eine genauere Positionierung von Leitwerken oder Flügeln zu, da z.B. die Übergänge einzelner Baugruppen darstellbar sind (Abbildung 2-6).



**Abbildung 2-6: Paneliertes dreidimensionales Flugzeugmodell**

Die Abbildung des Flugzeuges ist hierbei bereits so genau, dass die frühzeitige Anwendung rechnergestützter Verfahren zur Generierung von Aerodynamikdaten ermöglicht wird.

Bei Konstanz der Konfiguration bieten sich **CAD**-Programme (**computer aided design**) wie CATIA für eine Detaildarstellung an (Abbildung 2-7). Die Detailtreue dieser Darstellungsform ist hierbei beliebig hoch, so dass diese Modelle bei hoher Güte als Ebenbild der Großausführung anzusehen sind.



**Abbildung 2-7: Dreidimensionales CATIA-Flugzeugmodell**

Weiterhin bieten diese Programme die Möglichkeit, Schwerpunktlagen und Trägheitsmomente näherungsweise zu bestimmen und jegliche Art von Flächen- und Volumenermittlungen durchzuführen. Die Ergebnisse dieser Berechnungen weichen häufig nur geringfügig von Messungen ab. Zusätzlich sind die mittels dieser Software erzeugten Daten so genau, dass sie für die Weiterverarbeitung mit anderen Verfahren, z.B. hochwertigen CFD-Programmen, geeignet sind.

### **2.2.2 Aerodynamik-Datensatz**

Während der Geometrie-Datensatz nur die Dimensionen und konfigurativen Parameter wiedergibt, stellt der Aerodynamik-Datensatz die erste zwingende Voraussetzung für Flugleistungsberechnungen dar. Bei zivilen Transportflugzeugen müssen neben der Aerodynamik der „Clean“-Konfiguration im Besonderen auch die Einflüsse der Hochauftriebssysteme bestimmt werden. Diese sind für Start und Landung von maßgeblicher Relevanz.

Besondere Beachtung bei der Erstellung dieses Datensatzes ist der Geschwindigkeitsabhängigkeit beizumessen, die sich in die drei Bereiche Unterschall, Transschall und Überschall untergliedert. Während für die reine Unterschall- bzw. Überschallströmung eine

Vielzahl verifizierter Verfahren zur Verfügung steht, beschränkt sich dies für den Transschall auf wenige komplexe Simulationsverfahren mit teilweise unzureichender Genauigkeit.

Für die Konfigurationen der vorliegenden Entwurfsstudie liegt der Fokus im hohen Unterschallflug. Transsonische Vorhersagen werden dann zumeist über skalierte Vergleichsdaten bestehender Konfigurationen bestimmt. Im Unterschallbereich erfolgt neben der Verwendung von Vergleichsdaten von Referenzflugzeugen die Heranziehung einer Vielzahl von Handbuchmethoden. Diese sind einschlägiger Literatur entnommen bzw. entstammen weitestgehend dem Digital DATCOM.<sup>[31][32][59][62][72]</sup> Zur weiteren Genauigkeitssteigerung wird zudem ein einfaches Wirbelgitterverfahren des VFE herangezogen.<sup>[37]</sup> Solche Verfahren vernachlässigen Grenzschichteffekte, stellen aber dennoch oder gerade deshalb einen guten Kompromiss zwischen Qualität und Rechenzeit dar.

Für die Vorhersage von instationären Effekten wie Ablöseerscheinungen, die besonders im transsonischen Bereich eine Rolle spielen, sind hochwertige Volumenverfahren notwendig. Ein solches Verfahren bietet z.B. das am Institut für Luftfahrttechnik verfügbare Programm FLUENT mit dem dazugehörigen Vernetzer GAMBIT. Die Genauigkeitsforderung und der erhebliche zeitliche Aufwand bei der Anwendung rechtfertigen den Einsatz für die vorliegende Konzeptstudie aber nicht.

### 2.2.3 Masse-Datensatz

Für Flugleistungsberechnungen ist im Hinblick auf die Massenbilanz in erster Linie die Kenntnis der Leermasse, der Nutzlast und der Treibstoffmasse notwendig. Dennoch beinhaltet der Masse-Datensatz neben dieser Gesamtmassenaufschlüsselung ebenfalls die einzelnen Baugruppenmassen. Diese Aufgliederung ist notwendig, um in Kombination mit dem Geometrie-Datensatz die Schwerpunktlagen zu ermitteln. Die Schwerpunktposition hat Einfluss auf die Stabilität bzw. die Steuerbarkeit des Flugzeuges. Ein weiterer Vorteil dieser Massenaufschlüsselung ist die genauere Skalierung der Massen im Hinblick auf eine Optimierung. Auch der Einfluss der Änderung einzelner Flugzeugparameter auf die Masse des Flugzeuges findet so besser Berücksichtigung. Um eine einheitliche und vergleichbare Massenaufschlüsselung zu erhalten, wird diese nach DIN 9020 vorgenommen.<sup>[9]</sup>

Die für den Konzeptentwurf verwendeten Masseberechnungsverfahren beschränken sich zumeist auf die Genauigkeitsstufe 1. Sie beinhaltet Verfahren, die im Wesentlichen auf Statistikdaten beruhen. Diese Referenzdaten ermöglichen die Ermittlung der Massen zu untersuchender Konfigurationen über Skalierung oder Bestimmung von Flächeneinheitmassen für bestimmte Baugruppen. Eine umfassende Datenbasis hierfür bietet das „Luftfahrttechnische Handbuch (LTH) – Masseanalyse“.<sup>[9]</sup>

Eine weitere Möglichkeit der Massenbestimmung der Genauigkeitsstufe 1 sind auf statistischen Auswertungen beruhende Masseberechnungsformeln. Diese lassen die schnelle Ermittlung der Baugruppenmassen über wenige Eingabeparameter zu. Da die Formeln stark von den zu Grunde gelegten Flugzeugdaten abhängen, ergeben sich bei Anwendung außerhalb des statistisch erfassten Wertebereichs in der Regel erhebliche Fehler. Weiterhin sind Ergebnisse für spezielle, nur teilweise bzw. gar nicht durch die Statistik erfasste Konfigurationen zumeist extrem fehlerbehaftet. Gerade in solchen Fällen müssen die Formeln über Ausgleichsfaktoren und ausgewählte Referenzdaten mit Bedacht angepasst werden.<sup>[67]</sup>

In Anbetracht dieser Fehleranfälligkeit, speziell bei unkonventionellen Konfigurationen, ist eine Gegenüberstellung verschiedener Berechnungsverfahren erforderlich.

Daher werden zusätzlich analytische bzw. quasi-analytische Ersatzmodelle zur Massenberechnung herangezogen. Diese zählen teilweise schon zur Genauigkeitsstufe 2.<sup>[67]</sup> So wird z.B. für die Berechnung der Flügelstrukturmasse ein analytisches Balkenmodell in einen FORTRAN-Code implementiert (WING-WEIGHT). Die Verifikation erfolgt mittels Referenzdaten, mit denen eine Ausgleichsfunktion zur Anpassung an die tatsächlichen Massen bestimmt wird. Ein ähnliches, allerdings weniger detailliertes Modell (FUSELAGE-WEIGHT) findet für die Vorhersage der Rumpfstrukturmasse unter Druck- und Biegebelastung bei unkonventionellen Rumpfformen Verwendung.

Voraussetzung für alle bisher dargestellten Verfahren ist jedoch die Abstützung auf Referenzdaten. Sie haben so, je nach Anzahl und Präzision, einen direkten Einfluss auf die Ergebnisse. Eine Genauigkeitssteigerung lässt sich nur durch die Anwendung von abbildungstreuen Strukturberechnungstools erzielen. Zu ihnen gehören z.B. die **Finite-Element-Methoden (FEM)**, die ebenfalls zu den analytischen Verfahren gezählt werden. Allerdings verhält es sich bei diesen Verfahren ähnlich wie mit den aerodynamischen CFD-Verfahren. Die Kenntnis genauerer Flugzeugparameter sowie die komplexe und zeitintensive Anwendung dieser Werkzeuge bieten für den Konzeptentwurf leider noch kein akzeptables Aufwand/Nutzen-Verhältnis.

## 2.2.4 Triebwerks-Datensatz

Abschließend wird für die Leistungsberechnungen der Triebwerks-Datensatz benötigt. Dieser gibt Aufschluss über die Schub- und Verbrauchscharakteristika des Triebwerks als Funktion von Höhe und Fluggeschwindigkeit.

Die schnelle Erstellung dieses Datensatzes erfolgt wiederum durch Skalierung vorhandener Referenzdaten. Um eine bessere Anpassung des Triebwerks an aktuelle Erfordernisse und die Berücksichtigung eventueller Verluste (z.B. Einlaufverluste) zu ermöglichen, werden zudem

einfache Kreisprozessberechnungen durchgeführt. Hierfür steht das kommerzielle Tool GASTURB 10 zur Verfügung.<sup>[39]</sup>

## 2.3 Optimierung, Analyse und Bewertung

Ziel des Entwurfsprozesses ist es, eine den gestellten Anforderungen entsprechende optimierte Konfiguration zu finden. Ausgehend von der Basiskonfiguration erfolgt eine Optimierung durch Variation wichtiger Entwurfsparameter, bis sich ein geeigneter Auslegungspunkt einstellt. Anschließend erfolgt eine Analyse der Konfiguration. Dafür wird, neben gewissen Leistungen, das Verhalten der Konfiguration auf Störungen, d.h. außerhalb des Auslegungspunktes, untersucht. Sensitivitäten bezüglich Reichweite und Nutzlast spielen gerade im Hinblick auf eine Familienkonzept-Strategie eine Rolle, da sie bereits an dieser Stelle Aussagen über den zukünftigen Entwicklungsaufwand zulassen.

Um abschließend die Qualität der Ergebnisse zu bewerten bzw. die einzelnen Lösungen miteinander zu vergleichen, sind geeignete Bewertungskriterien festzulegen. Hiermit lassen sich auch Konkurrenzprojekte vergleichen.

Die für die Optimierung und Leistungsanalyse herangezogenen Verfahren werden nachfolgend beschrieben. Die genaue Definition der verwendeten Bewertungskriterien ermöglicht eine objektivere Bewertung der Potenziale und Risiken der Konfiguration.

### 2.3.1 Optimierung und Leistungsanalyse

Unter **Optimierung** wird das Ermitteln der besten Lösung für eine bestimmte Zielsetzung verstanden. Dabei besteht häufig die Forderung nach gleichzeitiger Berücksichtigung von Nebenbedingungen. Als Ziele der Flugzeugoptimierung werden im Wesentlichen eine minimale Abflugmasse oder minimale Kosten definiert. Letzteres stellt gerade im zivilen Flugzeugbau eine Kernzielsetzung dar. Für den Flugzeugbau typische Optimierungsvariablen sind in Tabelle 2-1 aufgeführt. Diese werden in sogenannten „Trade Studies“ so lange variiert, bis sich bezüglich einer Zielfunktion ein Optimum einstellt.

Konfigurative Variablen	Anforderungsvariablen	Sensitivitätsvariablen
Flächenbelastung	Reichweite	Totmasse
Schub/Gewichts-Verhältnis	Nutzlast	Nullwiderstand
Pfeilung	Max. Flugzeit	Induzierter Widerstand
Streckung	Geschwindigkeit	Max. Auftrieb
Zuspitzung	Startbahnlänge	Schub
Relative Flügeldicke	Steigflugzeit	Spezifischer Verbrauch
Triebwerksanzahl	...	...
...	...	...

Tabelle 2-1: Typische „Trade Study“-Variablen<sup>[59]</sup>

Jeder Optimierung bezüglich einer der aufgeführten Variablen steht eine Grundoptimierung des Schub/Gewichts-Verhältnisses und der Flächenbelastung vor. Die Darstellung der Ergebnisse erfolgt dann in einem Auslegungsdiagramm (Abbildung 2-8). Daraus lässt sich der durch die Grenzen zugelassene Auslegungsbereich erkennen.

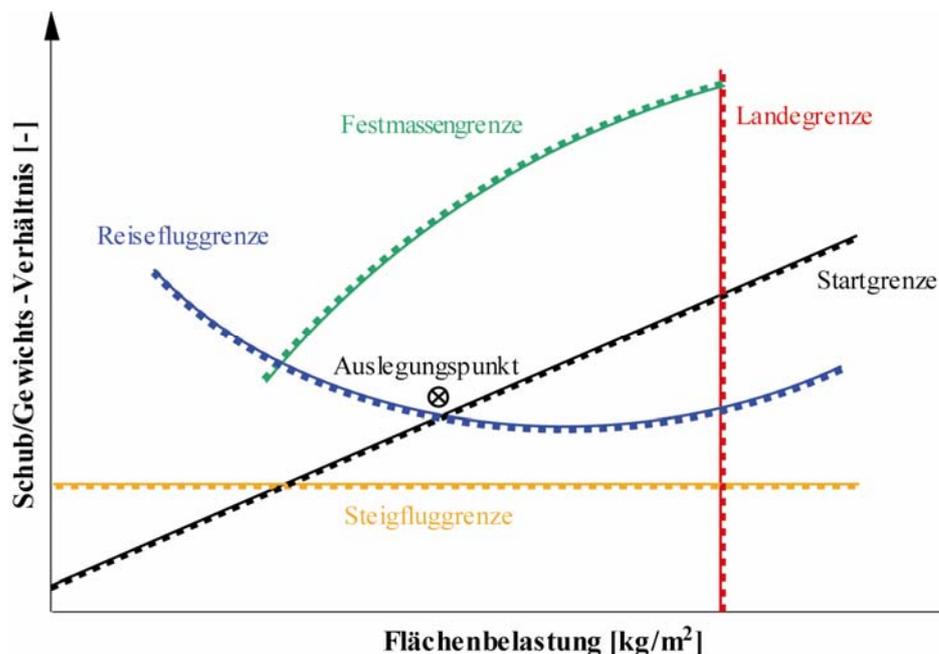


Abbildung 2-8: Exemplarisches Auslegungsdiagramm eines Transportflugzeuges

Bei Berücksichtigung weiterer Entwurfsparameter reicht die zweidimensionale Darstellung des Auslegungsdiagramms nicht aus. Dann wird die mehrdimensionale Darstellung mit Hilfe der sogenannten Carpet-Plots bevorzugt. Beide Fälle erlauben es, Kurvenscharen bestimmter Bewertungskriterien mit in die Diagramme aufzunehmen, um weitere Aussagen über den optimalen Auslegungspunkt zu erhalten.

Die Optimierung einer Konfiguration durch Variation zentraler Entwurfsparameter wird z.B. mit einem Flugzeugskalierer wie CADEHYP durchgeführt.<sup>[79]</sup> CADEHYP ist ein von der EADS entwickeltes Hyperschall-Entwurfsverfahren, das aus dem Kampfflugzeug-Entwurfs-

programm CADE hervorging. CADEHYP wurde vom Institut für Luftfahrttechnik übernommen und weiterentwickelt. Für die Anwendung auf Transportflugzeuge erfolgt eine entsprechende Modifikation. Wie Abbildung 2-9 andeutet, nutzt dieses Verfahren externe Daten einer Basiskonfiguration und skaliert diese auf die neuen Anforderungen bzw. eine Entwurfsmission.

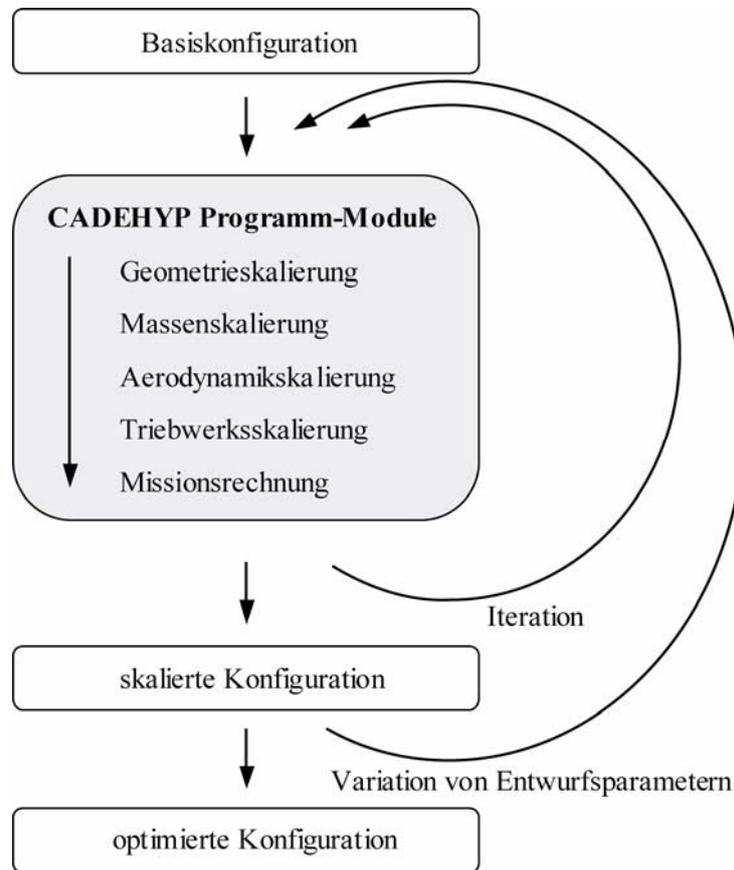


Abbildung 2-9: CADEHYP-Skalierungsprozess<sup>[40]</sup>

Da CADEHYP auf externe Daten zurückgreift, werden mögliche Fehler vermieden, die eine interne Datensatzgenerierung eventuell hervorruft. Andererseits ist das Ergebnis damit auch stark von der Qualität der Eingabedaten abhängig. Weiterhin ist zu beachten, dass eine Skalierung bei zu großen Abweichungen von der Basiskonfiguration zu größeren Fehlern führt. Daher wird eine Neuerstellung der Datensätze von Zwischenkonfigurationen erforderlich.

Nach abgeschlossener Optimierung erfolgt die **Analyse der Flugleistungen** der skalierten Konfiguration. Zur Verifikation der Punkt- und Missionsleistungen werden das VFE-Tool und das **Aircraft Performance Program (APP)** genutzt.<sup>[3]</sup> Die Berechnung der Startleistungen erfolgt zusätzlich mit einem am Institut für Luftfahrttechnik entwickelten Computerprogramm. Die parallele Berechnung mit verschiedenen Programmen führt zu einer Validierung der Ergebnisse.

Um das Verhalten der Konfiguration auf Störungen zu bestimmen, werden **Sensitivitäten** um den Auslegungspunkt ermittelt. Das Optimum sollte dabei immer in Bereichen flacher Gradienten liegen, um eine unempfindliche Konfiguration zu gewährleisten. So werden Risiken minimiert. Sensitivitätsfaktoren geben den Differenzenquotienten aus Funktionsstellen und Funktionswerten in der Form von Gleichung 2-1 an.

$$\text{Gleichung 2-1:} \quad SF = \frac{\Delta X}{\Delta Y_j} [-]$$

Die Angabe der Differenzen des Dividenden erfolgt entweder absolut oder aber auch prozentual, wobei die relative Darstellung eine dimensionslose Größe ergibt. Typische Sensitivitäten werden bezüglich der Änderung von induziertem oder Nullwiderstand, Schub, Verbrauch und Totmasse ermittelt. Dabei nimmt die Massevariation, die durch den sogenannten Wachstumsfaktor ausgedrückt wird, eine besondere Rolle ein. Er beschreibt die Gesamtmassenänderung des Systems im Falle einer Teilmassenänderung bei konstanten Missionsleistungen. Die integrale Form des Wachstumsfaktors gibt Gleichung 2-2 wieder.

$$\text{Gleichung 2-2:} \quad WF = \frac{1}{1 - \frac{m_v}{m_A}} [-]$$

### 2.3.2 Bewertung und Vergleich

Um nach Optimierung und Analyse der Konfiguration Vergleiche zu anderen Konzepten oder Optimierungsergebnissen anzustellen, werden möglichst objektive Bewertungsgrößen definiert. Die Unterteilung der Bewertungsgrößen erfolgt in technische, wirtschaftliche und zusätzliche Kriterien, wobei nicht alle quantitativen Charakter besitzen.

Besonderes Interesse gilt der Abflugmasse und den Kosten, wobei im zivilen Bereich die **direct operating costs (DOC)** eine besondere Rolle spielen. Aber auch Entwicklungs- und Produktionskosten sind von Bedeutung. Um eine einfache Kostenermittlung anhand treibender Kriterien zu ermöglichen, werden geeignete, zu den Kosten in Relation stehende Parameter analysiert (Abbildung 2-10).<sup>[4][62]</sup>

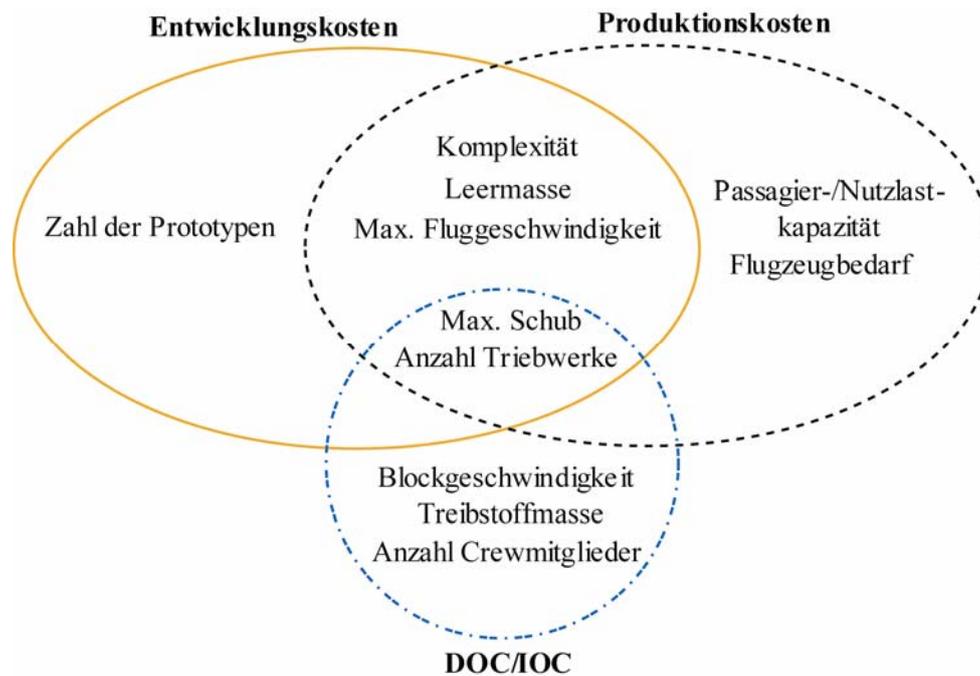


Abbildung 2-10: Entwurfsparameter-Kosten-Relation

Zur wirtschaftlichen und ökonomischen Bewertung werden bestimmte Parameter der Abbildung in geeigneter Form kombiniert und ein entsprechender Gesamtbewertungsfaktor definiert. Daraus ergeben sich die nachstehend kurz erläuterten Ökonomie- und Ökologiefaktoren ( $ECO^1$ - $ECO^3$ ), deren Optimum der Maximalwert darstellt.<sup>[71]</sup>

Der  $ECO^1$ -Faktor (Gleichung 2-3) repräsentiert im Wesentlichen einen **Ökologiefaktor**. Er gibt dabei Auskunft über den verbrauchten Treibstoff, der für eine geleistete Transportarbeit benötigt wird.

**Gleichung 2-3:**

$$ECO^1 = R \cdot \frac{m_{\text{Nutz}}}{m_{\text{Treib}}} \left[ \text{km} \cdot \frac{\text{to}}{\text{kg}} \right]$$

Da der Treibstoffverbrauch hierbei in direkter Proportionalität zur erzeugten Schadstoffmenge steht, liefert der  $ECO^1$ -Faktor eine Bewertungsgröße für die Umweltverträglichkeit einer Konfiguration. Beim Vergleich unterschiedlicher Antriebs- bzw. Treibstoffkonzepte eignet sich diese Beurteilungsweise erst nach Einführung eines Korrekturfaktors. Dieser Korrekturterm muss dabei die unterschiedlichen Proportionalitäten der Schadstoffmengen bezogen auf den Treibstoffverbrauch beinhalten.

Neben dem Schadstoffausstoß stellt die Lärmemission eine weitere Umweltbelastung dar, die im zivilen Luftverkehr immer stärker an Bedeutung gewinnt. Zur Berücksichtigung des Triebwerkslärms erfolgt daher eine Modifikation des obigen Gütegrades, aus der ein angepasster  $ECO^{1,\text{mod}}$ -Faktor (Gleichung 2-4) resultiert. Dieser beinhaltet den erforderlichen

Maximalschub, der unter Vernachlässigung der Triebwerksparameter (z.B. Bypassverhältnis, etc.) in erster Näherung proportional zur Lärmemission ist.

$$\text{Gleichung 2-4:} \quad \text{ECO}^{1,\text{mod}} = R \cdot \frac{m_{\text{Nutz}}}{m_{\text{Treib}}} \cdot \frac{F_{\text{Ref}}}{F_{\text{max}}} \left[ \text{km} \cdot \frac{\text{to}}{\text{kg}} \right]$$

Zur Bewertung der **Ökonomie** werden die beiden  $\text{ECO}^2$ - und  $\text{ECO}^3$ -Faktoren herangezogen. Da der Treibstoffverbrauch über die Treibstoffkosten auch die DOC beeinflusst, fließt der  $\text{ECO}^1$ -Faktor zusätzlich in diese mit ein. Allerdings ist hierbei wieder die Treibstoffart über einen Korrekturfaktor zu berücksichtigen. Damit ist gewährleistet, dass unterschiedliche massenspezifische Treibstoffpreise beachtet werden.

Der  $\text{ECO}^2$ -Faktor (Gleichung 2-5) beinhaltet die sogenannte Blockgeschwindigkeit, die sich aus der Reichweite bezogen auf die Blockzeit ergibt. Damit ist eine Beeinflussung des Bewertungsfaktors nicht nur über die Fluggeschwindigkeit, sondern auch über die Be- und Entladungszeit möglich.

$$\text{Gleichung 2-5:} \quad \text{ECO}^2 = \text{ECO}^1 \cdot \frac{R}{(t_{\text{Flug}} + t_{\text{Boden}})} \left[ \text{km} \cdot \frac{\text{to}}{\text{kg}} \cdot \frac{\text{km}}{\text{Std}} \right]$$

Für die Bewertung der Produktionskosten wird die Leermasse einbezogen. Über ein möglichst großes Abflug-/Leermassen-Verhältnis maximiert sich der  $\text{ECO}^3$ -Faktor (Gleichung 2-6).

$$\text{Gleichung 2-6:} \quad \text{ECO}^3 = \text{ECO}^2 \cdot \frac{m_{\text{A}}}{m_{\text{L}}} \left[ \text{km} \cdot \frac{\text{to}}{\text{kg}} \cdot \frac{\text{km}}{\text{Std}} \right]$$

Um Einflüsse von Änderungen zu erkennen, ist die Normierung einiger ECO-Faktoren auf Referenzgrößen notwendig.

Zum Vergleich schwer quantifizierbarer Bewertungskriterien wird eine **Bewertungsmatrix** erstellt.<sup>[75]</sup> Tabelle 2-2 zeigt eine solche Bewertungsmatrix, welche die bei vorliegender Untersuchung zur Bewertung postulierten Ziele beinhaltet.

Zielgruppe	Variante/Alternative		
	Gewichtungsfaktor 1-3	Beurteilungs- note 0-4	Teilziel- erfüllung
<b>Ökonomie</b>			$\sum_{j=1}^{10} G_j \cdot N_j$
Treibstoffkosten	$G_1$	$N_1$	$G_1 \cdot N_1$
Wartungsaufwand	$G_2$	$N_2$	$G_2 \cdot N_2$
Gesamtsystemkomplexität	$G_3$	$N_3$	$G_3 \cdot N_3$
Reichweite bei Teilauslastung	$G_4$	$N_4$	$G_4 \cdot N_4$
Frachtraumausnutzung	$G_5$	$N_5$	$G_5 \cdot N_5$
Frachtraumflexibilität	$G_6$	$N_6$	$G_6 \cdot N_6$
Integration in Flughafeninfrastrukturen	$G_7$	$N_7$	$G_7 \cdot N_7$
Be- und Entladung	$G_8$	$N_8$	$G_8 \cdot N_8$
Familienkonzept-Strategie	$G_9$	$N_9$	$G_9 \cdot N_9$
Akzeptanz/Risiko	$G_{10}$	$N_{10}$	$G_{10} \cdot N_{10}$
<b>Ökologie</b>			$\sum_{j=11}^{12} G_j \cdot N_j$
Lärmemission	$G_{11}$	$N_{11}$	$G_{11} \cdot N_{11}$
Schadstoffemission	$G_{12}$	$N_{12}$	$G_{12} \cdot N_{12}$
<b>Gesamtzielerfüllung</b>			$\sum_{j=1}^{12} G_j \cdot N_j$

Tabelle 2-2: Bewertungsmatrix für Flugzeugkonzepte

Die einzelnen Ziele der verschiedenen Varianten werden mit Beurteilungsnoten bewertet. Zudem ist ein Gewichtungsfaktor eingeführt, der eine relative Bewertung der Teilziele zueinander ermöglicht. Das Produkt aus Beurteilungsnote und Gewichtungsfaktor ergibt die sogenannte Teilzielerfüllung.

Für die Beurteilungsnoten wird eine Skala von 0-4 herangezogen, wobei 0 für Nichterfüllung und 4 für volle Erfüllung steht. Für die Gewichtungsfaktoren wird lediglich eine Skala von 1-3 herangezogen, die von relevant über wichtig bis zu sehr wichtig geht. Um die Gesamtnote der Einzelvarianten zu ermitteln, werden die Teilzielerfüllungen addiert. Die sich daraus ergebende Gesamtzielerfüllung sollte möglichst hoch sein. Als wichtiger Punkt bleibt anzumerken, dass eine solche Bewertungsmatrix eine Subjektivität auf Grund der teilweise schwer quantifizierbaren Ziele nicht komplett ausschließt.

Die erläuterten Bewertungsmethoden lassen trotz weniger Parameter schnelle Gegenüberstellungen von Konfigurationen zu und bieten eine ausreichende Aussagekraft für den Konzeptentwurf.



### 3 Anforderungen an ein Lufttransportsystem

Die Forderungen an einen Neuentwurf werden im Phasenvorlauf ermittelt und abschließend im „Standard and Requirement Document“ zusammengefasst.

Als grundsätzliches Problem stellt sich hierbei häufig der anzusetzende Prognosezeitraum von ca. 20 Jahren dar. Da sich der Bedarf der Kunden aus wesentlich kürzeren Planungsphasen (<5 Jahre) ergibt, entstehen viele Anforderungen aus eigenen Vorgaben der Flugzeughersteller. Diese erhöhen das Risiko und müssen dem Kunden später als sinnvoll und notwendig vermittelt werden.

Neben der Auswertung von Zukunftstrends erfolgt zur Ermittlung weiterer Entwurfsparameter die Heranziehung typischer Vergleichsfluggesellschaften. Daraus ergeben sich z.B. Aussagen über gängige Volumen/Nutzlast-Verhältnisse für eine bestimmte Strecke. Tabelle 3-1 fasst die häufigsten Anforderungsparameter für ein ziviles Transportflugzeug, die das „Standard and Requirement Document“ enthält, zusammen.

<b>Payload/Range</b> Kapazität Reichweite Versionen	<b>Fracht</b> Frachtkapazität Typen von ULDs Nutzlastdichten	<b>Minimale Abstände</b> Notrutschen Bodengerät Hauptfahrwerk
<b>Flughafenkompatibilität</b> Externe Abmessungen Türschwellenhöhen Fahrbahnbelastung (PCN) Turnaround	<b>Flugleistungen</b> Leistungsdaten Missionsprofil Anflugkriterien Zapfluft und Verluste	<b>Technologie/Standards</b> Aerodynamik Masse Antrieb Systeme
<b>Massen</b> Entwurfsmassen Operator Items	<b>Kabinenstandard</b> Klassenaufteilung Sitz- u. Gangbreiten, etc.	<b>Entwurfslebensdauer</b> Flugstunden Wartungsintervalle
<b>Notfall</b> Notevakuierung Notwasserung	<b>Ökonomisches Ziel</b> Betriebskosten	<b>Ökologisches Ziel</b> Lärm Schadstoffemissionen

**Tabelle 3-1: Auszug aus dem „Standard and Requirement Document“<sup>[75]</sup>**

Im Sinne eines praxisorientierten Entwurfs und auch für spätere Vergleichstudien darf auf die Erstellung eines Anforderungskatalogs nicht verzichtet werden. So werden in diesem Kapitel -trotz der komplexen marktwirtschaftlichen Hintergründe- die wesentlichen Vorgaben für den Luftverkehr der Zukunft ausgewertet. Abschließend wird eine Mission einschließlich Reservesegmente definiert, die der Auslegung aller folgenden Entwürfe zu Grunde liegt.

### 3.1 Der Ökonomie- und Ökologieanspruch der Zukunft

In der Vergangenheit bestimmten zumeist nur wirtschaftliche Anforderungen die zivilen Entwürfe. Dabei waren Reichweite, Nutzlast und Geschwindigkeit von besonderem Interesse. Zukünftig wird aber eine deutliche Verlagerung in Richtung Umwelanforderungen und Sicherheitskriterien erfolgen.<sup>[22][76]</sup>

Trotzdem bleiben Reichweite, Nutzlast und Geschwindigkeit grundlegende Kriterien für Neuentwürfe. Speziell die Kombination von Reichweite und Nutzlast spielt im zivilen Bereich eine Sonderrolle. Denn durch gezielte Kopplung dieser beiden Parameter ergibt sich die Einordnung in das Familienkonzept bzw. ermöglicht durch Erweiterung die Abdeckung eines breiten Marktbereiches.

Eine Verlagerung zu Großraum-Transportern mit großen Nutzlasten wird teilweise prognostiziert, erscheint aber auch aus anderen Gesichtspunkten als zweckmäßig.<sup>[53]</sup> Denn die Zunahme der **Nutzlastkapazität** ermöglicht es, die steigenden Fracht- und Passagierzahlen mit weniger oder zumindest gleicher Anzahl an Flugbewegungen zu bewältigen. Damit wird der zunehmenden Überfüllung des Luftraumes begegnet. Abbildung 3-1 zeigt die Nutzlast-Reichweiten-Diagramme von Frachtflugzeugen.<sup>[6][11][33][43]</sup> Es fällt auf, dass der A380 F in der Nutzlastkapazität einen deutlichen Sprung gegenüber der B747 gemacht hat. Zur weiteren Abgrenzung zum A380 F wird für die hier angestellten Untersuchungen eine Nutzlastkapazität von 160 to angenommen.

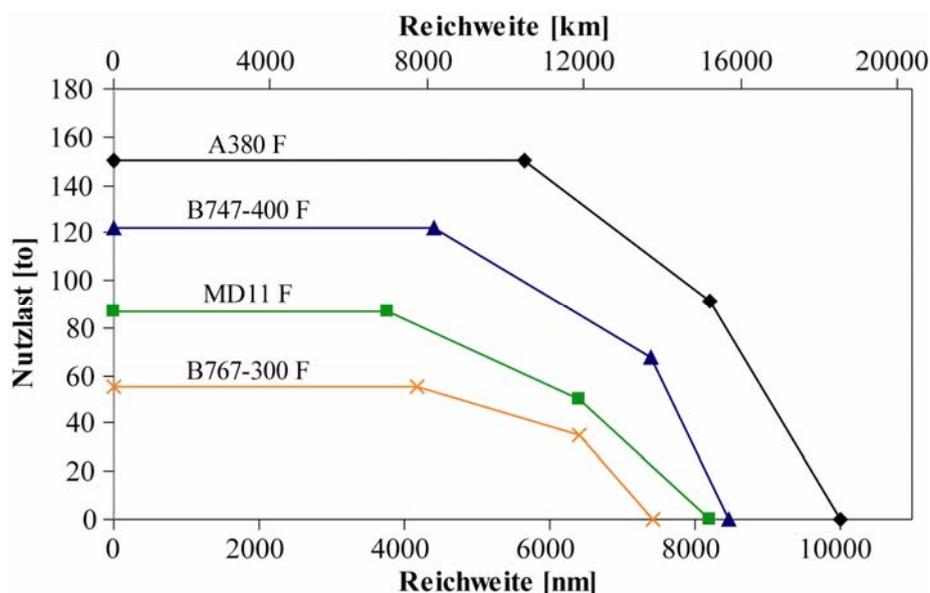


Abbildung 3-1: Nutzlast-Reichweiten-Vergleich verschiedener Frachtflugzeuge

Die **Reichweite** der Großraum-Frachter unterliegt hauptsächlich dem Anspruch eines interkontinentalen Einsatzes. Hierbei wird zukünftig der süd-ost-asiatische Bereich zu einem der stärksten Wachstumsmärkte avancieren. Trotzdem erscheint eine Steigerung der maximalen

Reichweite bei Frachtern über ein bestimmtes Limit nicht als sinnvoll. Denn gerade auf dem Frachtsektor handelt es sich oft um Transitfracht. Damit sind mehrere Zwischenstopps notwendig, bei denen ein Auftanken möglich ist. Die Auswertung der umsatzstärksten Frachtflughäfen des Jahres 2003 zeigt, dass eine Einsatzreichweite von ca. 8340 km (4500 nm) zur Erfüllung obiger Bedingung ausreichend ist.<sup>[2][52]</sup> Ausgehend vom europäischen Frachtzentrum Frankfurt stellt Abbildung 3-2 die mit dieser Reichweite anfliegbaren umsatzstärksten Frachtflughäfen dar.



**Abbildung 3-2: Umsatzstärkste Frachtzentren des Jahres 2003**

Während bei bodengebundenen Geräten der Leistungsbedarf mit der Geschwindigkeit kubisch zunimmt, regelt sich bei Flugzeugen eine optimale **Geschwindigkeit** ein. Diese liegt, verglichen mit anderen Transportsystemen, bei relativ hohen Werten. Daraus ergibt sich ein wesentlicher Vorteil für das Flugzeug. So liefert die Geschwindigkeit unter Umständen das primäre Entscheidungskriterium für die Wahl des Transportmittels und muss daher den Ansprüchen der Kunden genügen. Da allerdings für schnelle subsonische Transportflugzeuge transonische Effekte den Widerstand unerwünscht erhöhen, stellt die Geschwindigkeit immer einen Kompromiss zwischen Nachfrage, Ökonomie und Ökologie dar. Ökologische Gesichtspunkte erfordern eher geringere Geschwindigkeiten als die heute üblichen Maximalwerte, so dass eine Reisefluggeschwindigkeit zwischen 870-890 km/h als ausreichend erachtet wird.

Einen weiteren wesentlichen ökonomischen Gesichtspunkt stellen die **Integration** in die Transportkette und die Nutzung bestehender Infrastrukturen dar. Die Investitionskosten für Flughafenbetreiber beim Einsatz oder Bedarf nicht standardisierter Technik sind immens. Dies zeigt das Beispiel des damals eingeführten Jumbos von Boeing. Auch die Neueinführung des Megaliners A380 erfordert gezielte Änderungen von Terminals und Abfertigungsanlagen.<sup>[69][70]</sup> Ein weiteres wesentliches Infrastrukturkriterium stellen die **Start- und Landebahnlängen** dar. Abbildung 3-3 zeigt, dass das Einhalten einer notwendigen Startbahnlänge von <2800 m den Anflug von knapp 50 % der weltweit größten Flughäfen ermöglicht.<sup>[34]</sup>

Diese Startstreckenforderung ist außerdem unkritisch, um die zuvor angeführten umsatzstärksten Flughäfen anzufliegen.

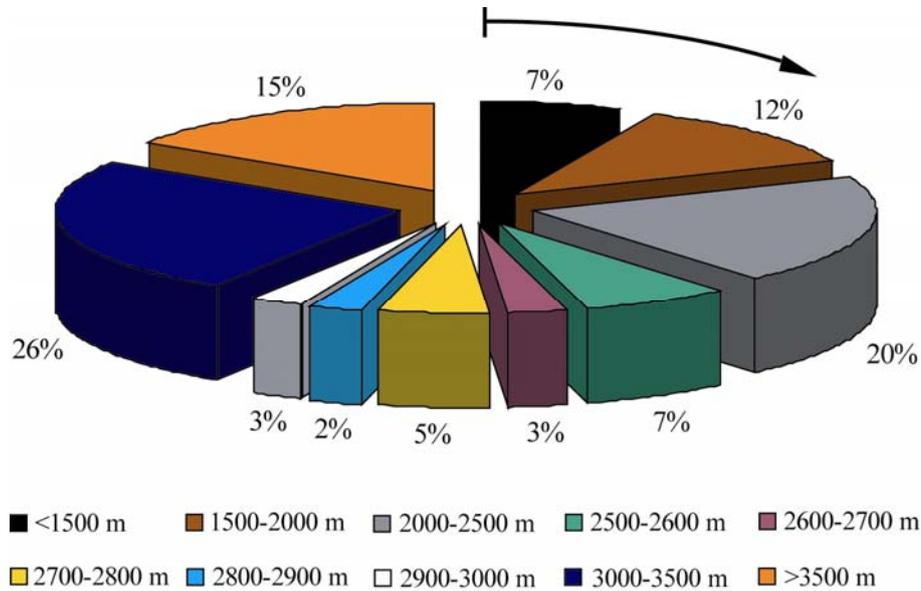


Abbildung 3-3: Startbahnlängenverteilung der weltweit größten Flughäfen

Die bereits erwähnte **Standardisierung** trägt über die Steigerung der Blockgeschwindigkeit zur Kostensenkung bei. Für einen Frachter ist dazu besonders die Verwendung von Standardluftfrachtcontainern oder -paletten wichtig. Die für die Auslegung verwendeten Frachtcontainer sind in Abbildung 3-4 dargestellt. Außerdem fasst Tabelle 3-2 die Abmessungen dieser Container und Paletten, sowie Standardsitzdimensionen zusammen.<sup>[19][77]</sup>

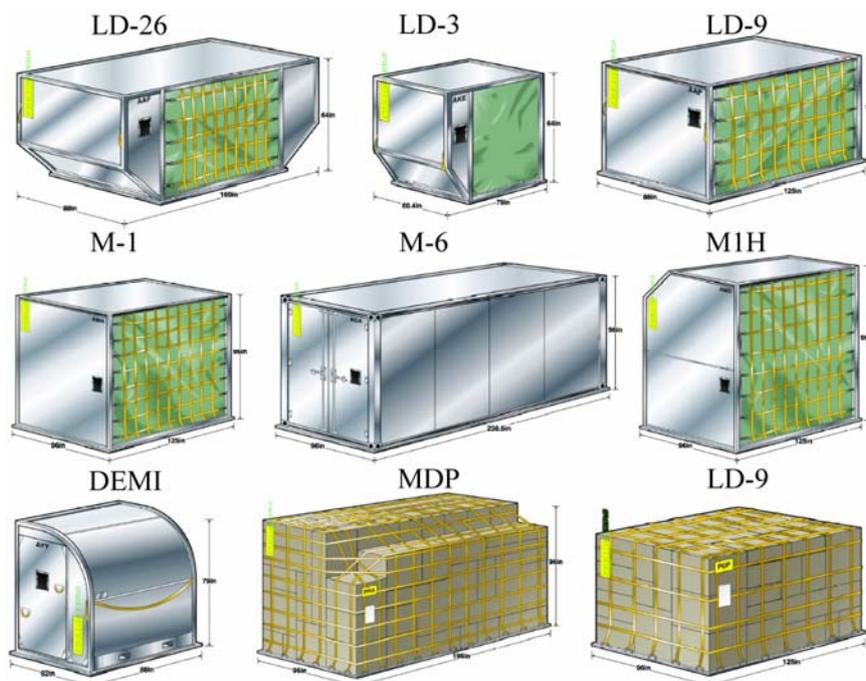


Abbildung 3-4: Standardfrachtcontainer und -paletten<sup>[77]</sup>

Klassifizierung	Kennungen	Höhe [m]	Breite [m]	Länge [m]	Volumen [m <sup>3</sup> ]
LD-9	AAP, AA2, XAG, XAV	1,63	2,24	3,18	9,1
M1H	AMD, AQA, AQ7	3,00	2,44	3,18	15,0-19,9
LD-3	AKE, AVA, AVB, AVC, AVK, DVA, DVE, DVP	1,63	1,53	2,01	3,8-4,3
LD-26	AAF	1,63	2,24	4,06	13,2
M-6	AGA, ASE	2,44	2,44	6,06	33,0
M-1	AMA, AMF, AMG, AMK, AMP, AQA, AQD, AQ6	2,44	2,44	3,18	17,5
DEMI	AYY	2,01	1,57	2,13	5,7-5,8
LD-9	P6A, P6C, P6Q, PMA, PMC, PMP, PQP	1,63	2,44	3,18	-
MDP	PMA, P4A, P4M, PZA	2,44	2,44	4,98	-
Gang	-	2,00-2,50	0,40-0,50	-	-
Sitz (first class)	-	1,05	0,50	0,95-1,00	-
Sitz (economy class)	-	1,05	0,45	0,85-0,90	-
Sitz (high density)	-	1,00	0,40	0,75-0,80	-

**Tabelle 3-2: Abmessungen von Containern, Paletten und Sitzen**

Für die Auslegung einer Frachtversion sind Volumen/Nutzlast-Verhältnisse von mehr als 6 m<sup>3</sup>/to anzustreben.<sup>[73]</sup> Zusätzlich muss der Wechsel von einer Fracht- auf eine Kombi- oder Passagierversion mit geringem konstruktiven Aufwand ermöglicht werden. Dies senkt Kosten und gewährleistet eine Flexibilität gegenüber dem Markt. Gleichmaßen gilt es, die Familienkonzept-Strategie konsequent zu verfolgen, um mit geringem Aufwand flexibel und schnell auf geänderte Nutzlast- bzw. Reichweitenforderungen reagieren zu können.

Neben den wirtschaftlichen Interessen werden die ökologischen Anforderungen wie Schadstoffausstoß und Lärmemission noch einschneidendere Konsequenzen mit sich bringen. Der relative **Schadstoffausstoß** sinkt durch immer bessere und effizientere Triebwerke. Die Zunahme der Flugbewegungen erhöht dennoch die absolut ausgestoßenen Schadstoffmengen. Die bis zum Jahr 2020 angestrebten Schadstoffgrenzen sind mit heutiger Technik nur schwer zu erreichen. Dennoch muss als Folge des Klimawandels eine gravierende Schadstoffsenkung erzielt werden.

Ein weiteres Umweltproblem stellt die **Lärmemission** dar, deren Bedeutung gerade im Hinblick auf Flughafenerweiterungen oder -neuplanungen zunimmt. Neue bzw. strengere Lärmschutzgesetze werden den Luftverkehr weiter beschneiden. Dies zeigen die Beispiele Frankfurt oder London Heathrow, bei denen diese Auflagen zu deutlich komplizierteren Genehmigungsverfahren für die Flughafenerweiterung führen.

Zuletzt seien noch **sicherheitsrelevante Aspekte** angeführt. Dazu zählen nicht nur der Schutz vor Terroranschlägen (vgl. 11. September 2001), sondern auch die Erhöhung der allgemeinen Flugsicherheit zur Vermeidung von Unfällen. Erstgenannte Sicherheitskriterien werden nur wenig durch die Flugzeugkonfigurationen selbst beeinflusst. Zur Erhöhung der allgemeinen Flugsicherheit tragen jedoch z.B. die Flugzeughersteller durch den Einsatz weniger komplexer Systeme mit geringerem Wartungsaufwand direkt bei.

Abschließend sind die zuvor erläuterten Zusammenhänge in quantifizierten Forderungen zusammengefasst und in Tabelle 3-3 wiedergegeben. Sie stellen zwingende Auslegungskriterien für die nachfolgend untersuchten Konfigurationen dar.

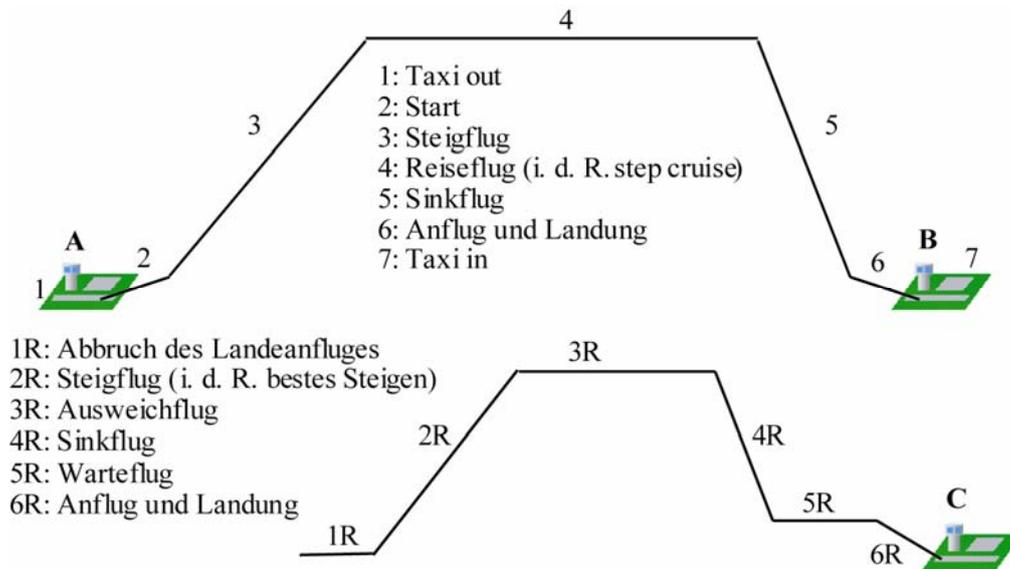
Reisegeschwindigkeit	> 870 km/h
Reichweite	> 8340 km (4500 nm)
Startstrecke	< 2800 m
Nutzlast	> 150 to
Nutzlastvolumen	> 6 m <sup>3</sup> /to
Standardfrachtcontainer	AMA, AAP, AYY, LD3, etc.
Betrieb	bis zu 24 h
CO <sub>2</sub>	Reduktion um 50 %
NO <sub>x</sub>	Senkung um 80 %
Lärm	Minderung um 20 dB
Abfertigung	mit Standardgeräten nach ICAO bei minimaler Abfertigungszeit
Integration	Nutzung vorhandener Infrastrukturen und Abläufe

**Tabelle 3-3: Anforderungen an ein zukünftiges Transportflugzeug**

## 3.2 Die Auslegungsmission

Für die Optimierung einer Konfiguration ist die Erfüllung bestimmter Punktleistungen wie auch die Absolvierung einer vorgegebenen Mission ausschlaggebend. Letztgenanntes bestimmt die benötigte Menge an Treibstoff und somit auch die Größe des gesamten Gerätes.

Im zivilen Flugzeugbau ergibt sich die Mission rein aus der Transportaufgabe des Flugzeuges und stellt eine einfache A-B-Mission dar. Um Sicherheitsreserven für etwaige Notfälle zu haben, werden neben der reinen Reichweitenmission gewisse Reservesegmente definiert. Abbildung 3-5 zeigt eine typische Reichweitenmission für ein ziviles Transportflugzeug einschließlich der gängigen internationalen Reservesegmente.



**Abbildung 3-5: Interkontinentales Missionsprofil<sup>[35]</sup>**

Für die spätere Auslegung wird die Mission im Einzelnen wie folgt festgelegt. Start, Steig- und Sinkflug sowie Landung sind Standardsegmente. Das Reiseflugsegment wird mit einer Machzahl von  $M=0,82$  in einer konstanten Höhe von 9450 m (31000 ft) gegenüber typischen 10670 m (35000 ft) durchfliegen. Die Reduktion der Reiseflughöhe erfolgt, um der Forderung nach Minderung der Flughöhe im Hinblick auf den Einsatz alternativer Treibstoffe vorzugreifen.

Für das Reservesegment wird zum einen ein für interkontinentale Flüge üblicher 30 minütiger Halteflug angesetzt und zum anderen ein 370 km (200 nm) langer Ausweichflug.<sup>[35]</sup> Für den Ausweichflug bestimmt sich die Flughöhe so, dass Steig- und Sinkflug nicht mehr als die Hälfte der Gesamtstrecke ausmachen.

In Tabelle 3-4 sind zusammenfassend nochmals die Detailforderungen der einzelnen Segmente für die zu Grunde gelegte Auslegungsmission aufgeführt. Etwaige Abweichungen vom aufgeführten Missionsprofil werden an entsprechender Stelle gesondert angeführt.

Segment	Höhe	Dauer/Strecke
Taxi out	-	12 min
Start	-	< 2800 m
Steigflug	-	-
Reiseflug bei $M=0,82$	9450 m (31000 ft)	8340 km (4500 nm)
Sinkflug	-	-
Warteflug bei $M=0,4$	1500 m (5000 ft)	30 min
Steigflug	-	370 km (200 nm)
Ausweichflug bei $M=0,63$	6100 m (20000 ft)	
Sinkflug	-	
Anflug Landung	-	< 2000 m
Taxi in	-	5 % Reservekraftstoff

Tabelle 3-4: Detailforderungen für die Auslegungsmission

## 4 Auslegung eines konventionellen Referenzkonzeptes

Grundlage einer jeden Konzeptstudie ist die Untersuchung mindestens eines Referenzkonzeptes.

Eine direkte Vergleichsheranziehung von Daten bereits entwickelter Flugzeuge eignet sich in der Regel nicht. Einerseits unterscheiden sich die Anforderungen oft deutlich und andererseits besitzen die Daten einen weitaus detaillierteren Designstand als im frühen Entwurfsstadium. Des Weiteren sind häufig keine ausführlichen Datenbasen zugänglich.

In der hier vorliegenden Untersuchung wird daher eine Nachprojektierung eines existierenden Flugzeuges unter gleichzeitiger Anpassung an die veränderten Anforderungen angestellt. So ist auch sichergestellt, dass die ermittelten Daten der Nachprojektierung sowie die späterer Vergleichskonzepte mit identischen Rechenverfahren bestimmt werden. Nur so sind konsistente Aussagen bei abschließenden Vergleichen möglich.

Im Rahmen dieser Arbeit erwies sich der Airbus A380 als grundlegend geeignetes Referenzkonzept. Neben den vergleichbaren Anforderungen an Reichweite und Nutzlastkapazität stellt er das modernste Langstrecken-Großraum-Flugzeug der neuesten Generation dar und gilt somit als Maß der Dinge. Die Boeing B747 bietet sich auf Grund ihres Alters und der doch deutlich geringeren Nutzlastkapazität nur begrenzt an.

Zur Analyse der wesentlichen Designmerkmale werden nachfolgend zunächst die Entwicklungsgeschichte des A380 sowie dessen technische Details dargestellt. Da sich die Auslegung des Referenzkonzeptes auf die Cargoversion beschränkt, konzentriert sich die Beschreibung des A380 im Schwerpunkt auch auf diese.

Ausgehend vom A380 erfolgt eine Anpassung an die neuen Anforderungen sowie eine detaillierte Untersuchung der modifizierten Konfiguration, deren Bezeichnung zukünftig **UHCA-160** (**ultra high capacity aircraft**) lautet. Dazu werden neben konfigurativen Merkmalen Aspekte wie Struktur, Aerodynamik, Antrieb und Flugeleistungen näher betrachtet.

Eine abschließende Bewertung des Referenzkonzeptes in Bezug auf das neue Anforderungsspektrum für ein Flugzeug der Zukunft stellt Problembereiche, aber auch Stärken der Konfiguration heraus.

### 4.1 Der Airbus A380 und dessen Entwicklungsgeschichte

Ende der 80er Jahre des letzten Jahrhunderts wurden Überlegungen angestellt, ein ultra high capacity aircraft zu entwickeln. Dies schien notwendig, um der erwarteten steigenden Nachfrage im Luftverkehr zu Beginn des 21. Jahrhunderts und dem Mangel an Slots auf den großen HUBs (Zentralflughäfen) zu begegnen. Absicht von Airbus war es außerdem, seinen

Marktanteil unter den Flugzeugherstellern durch Einstieg in den Großraum-Flugzeugsektor zu erhöhen. Damit musste zwangsläufig ein Konkurrenzentwurf zum langjährigen Monopolisten Boeing und seiner B747 als bis dato einzigem Großraum-Frachter verfolgt werden.

Die vorrangigen Ziele des Projektes waren die deutliche Senkung der Betriebskosten, die Steigerung der Umweltfreundlichkeit und die Erhöhung des Passagierkomforts.

Dazu wurden Anfang der 90er Jahre durch die Partnerunternehmen von Airbus verschiedene, von einer Passagiervariante ausgehende, Studien angestellt. Mitte 1994 rief das Unternehmen unter Berücksichtigung der einzelnen Ergebnisse einen Entwurf unter dem Namen A3XX ins Leben. Diesen entwickelte Airbus von da an bis zum heutigen A380 weiter. Die ersten Studien zu einer Cargoversion begannen im Jahr 1996.

Auf Grund des revolutionären Konzeptes in bestimmten Bereichen musste eine Vielzahl von Detailaspekten näher beleuchtet werden. Dazu zählte beispielsweise ein neues Rumpfkonzzept, das ein deutlich größeres Volumen bereitzustellen hatte. Dabei fiel die Entscheidung nicht zuletzt aus Sicherheitsaspekten (Not-Evakuierung) zu Gunsten einer hochgestellten Ellipse mit zwei durchgehenden Passagier- bzw. Frachtdecks aus. Auch die Senkung der natürlichen Stabilität zur Reduktion des Trimmwiderstandes und zur Masseneinsparung am Höhenleitwerk waren Gesichtspunkte, die in Tests untersucht wurden.

Aber auch weniger technische Fragen, die mehr den Betrieb und den Umgang mit dem Giganten betrafen, mussten geklärt werden. So war die Entstehung der Wirbelschleppen durch den großen Auftrieb bei einem solchen Flugzeug ein Untersuchungsfeld, da sie großen Einfluss auf die Start- und Landefrequenzen an Flughäfen haben.

Ein weiterer Aspekt war die Integration in vorhandene Infrastrukturen. Dies erforderte Untersuchungen des Passagier- und Frachtabfertigungssystems, um die deutlich größere Anzahl an Passagieren und Frachtmengen zu bewältigen. Auch der Betrieb eines solchen Riesen auf modernen Flughäfen warf auf Grund der Dimensionen und der hohen Startbahnbelastungen Probleme auf.

Nach langjährigen Voruntersuchungen zu den verschiedenen Problembereichen erfolgte die Detaildefinition im Jahr 2002 und die Produktion der ersten A380-Bauteile begann. Nach weiteren Jahren, die durch Detailentwicklungen, Produktion weiterer Bauteile und Bodentests dominiert wurden, hob der erste A380 im April 2005 zu seinem Jungfernflug ab.

Beteiligt an diesem Erfolg waren die europäischen Staaten Deutschland, Frankreich, Großbritannien und Spanien. Diese teilen sich den Bau der einzelnen Flugzeugkomponenten untereinander auf, wobei gewisse Kernkompetenzen der Partner die Bauanteile beeinflussten.<sup>[24][56]</sup>

### 4.1.1 Technische Details des A380

Der A380 stellt derzeit das größte zivile Transportflugzeug der Welt dar. Dennoch unterscheidet sich das äußere Erscheinungsbild des A380 nicht generell von dem herkömmlicher Konfigurationen. Allein die immense Größe zieht die Blicke des Betrachters auf sich und löst bereits erhebliches Staunen aus. Dies veranschaulicht der Vergleich mit den beiden älteren Transportern Boeing B747 und McDonnell Douglas MD11 (Abbildung 4-1).

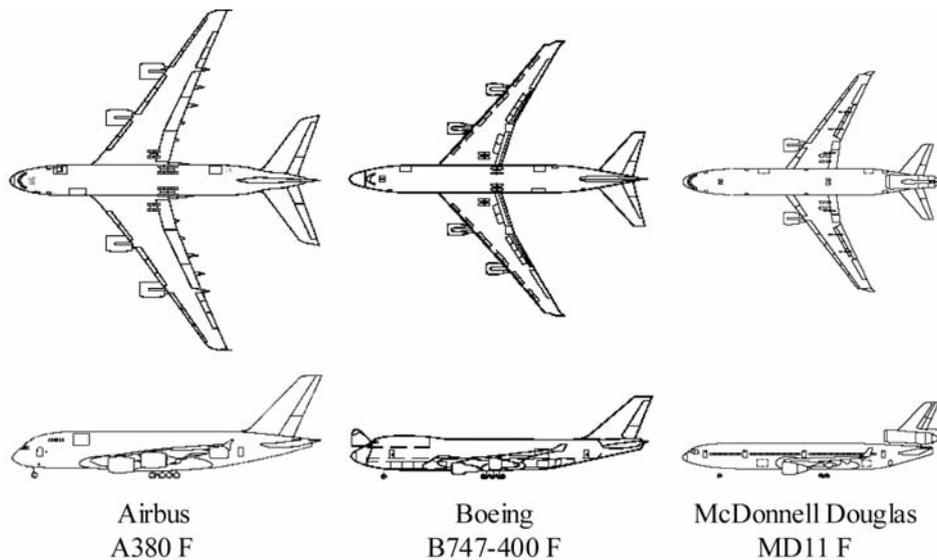


Abbildung 4-1: Größenvergleich von A380, B747 und MD11<sup>[6][11][43]</sup>

Der A380 erzielt eine Gesamtlänge von 72,7 m und eine Spannweite von 79,8 m. Die Höhe des Flugzeuges beträgt 24,2 m.<sup>[6]</sup> Mit dieser immensen Größe erreicht er nahezu die derzeit an Flughäfen maximal möglichen Abmessungen an den Gates von 80x80 m. Auch an die maximale Höhe von 24,4 m (80 ft), die durch die Tordimension der Wartungshangars vorgegeben ist, stößt das Flugzeug bereits an.

Der markanteste Unterschied zu bekannten Flugzeugen ist die **Rumpfgeometrie** mit den beiden durchgehenden Frachtdecks. Die dadurch deutlich gestiegene Rumpfhöhe lässt das Flugzeug sehr gedrungen erscheinen und das Verhältnis von  $h_R/l_R$  ansteigen. Der Querschnitt ähnelt einer hochgestellten Ellipse und bietet somit wegen der relativ senkrechten Seitenwände des Hauptdecks eine bessere Volumenausnutzung, speziell für die Frachtversion. Die strukturmechanisch ungünstigere Form (für die Druckbelastung) des Rumpfes führt allerdings zu einer erhöhten Strukturmasse pro Quadratmeter Frachtboden von ca. 5 %.<sup>[44]</sup>

Bei der Frachtversion erfolgt die Nutzlastunterbringung auf insgesamt drei Decks. Die Standardbeladung wird mit Paletten bzw. AMJ-, LD3- bzw. AYY-Containern vorgenommen. Bei Standardbeladung steht ein durch Container nutzbares Volumen von 934 m<sup>3</sup> zur Verfügung. Dies ergibt bei einer maximalen Nutzlast von 150 to ein Volumen/Nutzlast-

Verhältnis von ca.  $6,23 \text{ m}^3/\text{to}$ . Durch zusätzliches Volumen für loses Stückgut im hinteren unteren Frachtraum erhöht sich das Nutzvolumen auf  $952 \text{ m}^3$ .

Das untere Frachtdeck liegt auf einer Höhe von ca. 3 m und ist in der Mitte durch die Flügeldurchführung unterbrochen. Die Beladung ist durch zwei Ladeluken jeweils vor und hinter dem Flügel möglich. Die Höhe der Frachtraumtüren beträgt etwa 1,75 m und ist damit für die Standardbeladung mit LD3-Containern ausgelegt.

Die oberen beiden Hauptdecks sind über je eine Laderaumluke zugänglich. Dabei liegt die Luke des Oberdecks vor dem Flügel am Bug, während sich das Tor des Mitteldecks am Heck befindet. Die Beladungshöhen der beiden Decks liegen auf etwa 5 m und 8 m. Die Frachtraumtüren bieten eine Höhe von ca. 2,6 m für das mittlere Deck bzw. 2,2 m für das obere.<sup>[6]</sup>

Die Rumpfgeometrie ist speziell an der Nase und am Heck aerodynamisch optimiert, um den Widerstand zu minimieren. Außerdem sind ca.  $470 \text{ m}^2$  der oberen Rumpfhaut in „glassfibre reinforced aluminium“ (**GLARE**) ausgelegt. Damit wird gegenüber Aluminium eine 15-30 %ige Masseneinsparung erreicht.<sup>[1]</sup>

Der **Flügel** hat einen trapezförmigen Grundriss mit einer Referenzfläche von  $845 \text{ m}^2$  und ist in typischer Tiefdecker-Anordnung ausgeführt. Im Innenbereich weist der Flügel eine minimal geringere Hinterkantenpfeilung auf, um die Klappenwirksamkeit wie auch die Wurzelanschlusstiefe zu erhöhen. Zur Erzielung von Anfluggeschwindigkeiten von 72 m/s wird auf ein Einfach-Fowler-System an der Hinterkante sowie auf SLATS und eine Droop-Nose an der Vorderkante zurückgegriffen.<sup>[1]</sup> Das Einfachspaltsystem reduziert nicht nur die Komplexität der Klappenmechanik, sondern trägt ebenfalls zu einer Lärmreduktion auf Grund einer geminderten Turbulenz bei. Aus Gründen der Masseneinsparung sind große Teile der Klappen und Steuerorgane am Flügel ebenfalls aus Faserverbundmaterialien, speziell Kohlefaser verstärktem Kunststoff („carbonfibre reinforced plastics“, **CFRP**), gefertigt. Auch an der Primärstruktur wird durch den Einsatz von CFRP bei etwa 25% der Rippen Masse eingespart.<sup>[1]</sup> Zur weiteren Massenreduktion findet durch die gezielte Flügelgeometrieauslegung die Verlagerung der Auftriebslast mehr in den Innenbereich des Flügels statt, was allerdings ein leicht verschlechtertes Widerstandsverhalten mit sich bringt. Besonders auffallend ist die Wölbung des Profils im Innenbereich, was die Aerodynamik am Flügel-Rumpf-Übergang positiv beeinflusst.

Wie beim Flügel kommt ebenso bei den **Leitwerken** (speziell beim Seitenleitwerk) die Composite-Technik zur Anwendung, um auch dort Masse einzusparen. Beide Leitwerke besitzen zweigeteilte Ruder zur Steuerung. Während das Höhenleitwerk ganz am Ende des Rumpfes angebracht ist, liegt das Seitenleitwerk leicht nach vorn verschoben. So wird für das Höhenleitwerk ein möglichst großer Hebelarm realisiert. Außerdem erfolgt die Krafteinleitung des Seitenleitwerks an widerstandsfähigerer Rumpfstelle und eine Abschirmung des unteren Seitenruders durch das Höhenleitwerk bei hohen Anstellwinkeln wird vermieden.

Das **Fahrwerk** ist eine Multi-Bogey-Variante mit Rumpf- und Flügelanbringung. Die Anzahl der Räder beträgt insgesamt 22, um die zulässigen Startbahnbelastungen nicht zu überschreiten.

Für den **Antrieb** sind zwei mögliche Triebwerksversionen vorgesehen, die je nach Modell einen maximalen Schub zwischen 310 kN und 340 kN liefern.<sup>[6]</sup> Die Anbringung der insgesamt vier High-Bypass-Triebwerke erfolgt unter dem Flügel.

Tabelle 4-1 zeigt zusammenfassend nochmals die wichtigsten technischen Daten des A380 F.

Bezeichnung	Parameter	Einheit	Wert
Max. Abflugmasse	$m_A$	kg	592000
Max. Landemassee	$m_{LA}$	kg	427000
Betriebsleermasse	$m_L$	kg	251900
Max. Nutzlastmassee	$m_{Nutz}$	kg	150000
Max. Treibstoffmassee*	$m_{Treib}$	kg	247502
Flächenbelastung	$m_A/S_{Ref}$	kg/m <sup>2</sup>	700
Schub/Gewichts-Verhältnis	$F_{max}/G_A$	-	0,235
Spannweite	$b$	m	79,75
Höhe	$h$	m	24,19
Länge	$l$	m	72,73
Referenzfläche	$S_{Ref}$	m <sup>2</sup>	845
Flügelstreckung	$\Lambda$	-	7,5
Flügelpfeilung	$\varphi$	°	37
Rumpfbreite	$b_R$	m	7,14
Rumpfhöhe	$h_R$	m	8,41
Rumpflänge	$l_R$	m	70,4
Rumpfvolumen	$V_R$	m <sup>3</sup>	2437
Nutzlastvolumen	$V_{Nutz}$	m <sup>3</sup>	952,3
Treibstoffvolumen (Rumpf)	$V_{Treib}$	m <sup>3</sup>	-
Benetzte Oberfläche	$O_{wet}$	m <sup>2</sup>	4249

\* $\rho_{Treib} = 785 \text{ kg/m}^3$

**Tabelle 4-1: Technische Daten des Airbus A380 F<sup>[6][64]</sup>**

Weitere Daten und Besonderheiten von Systemen oder Einzelbauteilen werden an dieser Stelle nicht erwähnt, da sie für spätere Betrachtungen von untergeordneter Bedeutung sind.

Abschließend sind noch einige wichtige **Flugleistungen** aufgeführt, die zum späteren Vergleich herangezogen werden.

Abbildung 4-2 stellt zunächst das Nutzlast-Reichweiten-Diagramm der Frachtversion dar, dem ein internationales Standardmissionsprofil mit entsprechenden Reservesegmenten zu Grunde liegt. Daraus ergibt sich bei maximaler Nutzlast von 150 to ein Reichweite von etwa 10400 km (5620 nm). Die Überführungsreichweite ohne Nutzlast erhöht sich auf über 18500 km (10000 nm).

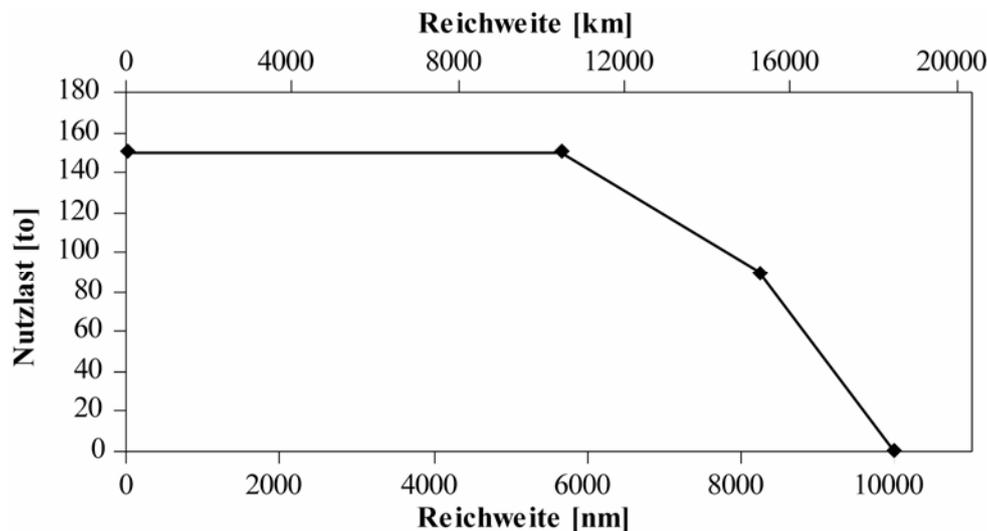


Abbildung 4-2: Nutzlast-Reichweiten-Diagramm des Airbus A380 F<sup>[6]</sup>

Wie das Nutzlast-Reichweiten-Diagramm außerdem zeigt, wird durch Ausnutzung des maximal verfügbaren Treibstoffvolumens bei gleichzeitiger Nutzlastreduktion eine Reichweitensteigerung von ca. 4820 km (2600 nm) erzielt. Die Startstrecke bei maximaler Abflugmasse in Meereshöhe liegt bei ca. 2900 m. Auf Grund der geringen maximalen Landeflächenbelastung von etwa 505 kg/m<sup>2</sup> wird eine Landestrecke von knapp 2100 m erzielt.<sup>[6]</sup>

## 4.2 Das Referenzkonzept UHCA-160

Für die Anpassung des Referenzkonzeptes UHCA-160 werden die grundsätzlichen konfigurativen Merkmale des A380 sowie wesentliche Auslegungsparameter beibehalten. Für eine umfassende Optimierung hinsichtlich der neuen Anforderungen wären ausführliche Parametervariationen (z.B. Streckung, Zuspitzung, etc.) erforderlich. Da sich die Anforderungen aber nicht gravierend von denen des A380 unterscheiden, führt die Beibehaltung der Parameter für das UHCA-160 nur zu einer minimalen Verlagerung des Optimums. Deshalb erfolgt an dieser Stelle lediglich eine Variation der Flächenbelastung und des Schub/Gewichts-Verhältnisses.

Während der A380 gezielt auf den Einsatz als Passagierversion ausgelegt wurde, ergeben sich bei einer Frachteranpassung hinsichtlich optimaler Nutzlastunterbringung gewisse Defizite. Daher wird die Konfiguration des UHCA-160 trotz geringerer Gesamtstückzahlen als dedizierter Frachterentwurf ausgeführt. Eine spätere Anpassung bzw. Umrüstung zur Passagierversion führt so auf Grund flexiblerer Gang- und Bestuhlungsmaße zu weniger Kapazitätseinbußen als bei umgekehrter Vorgehensweise.

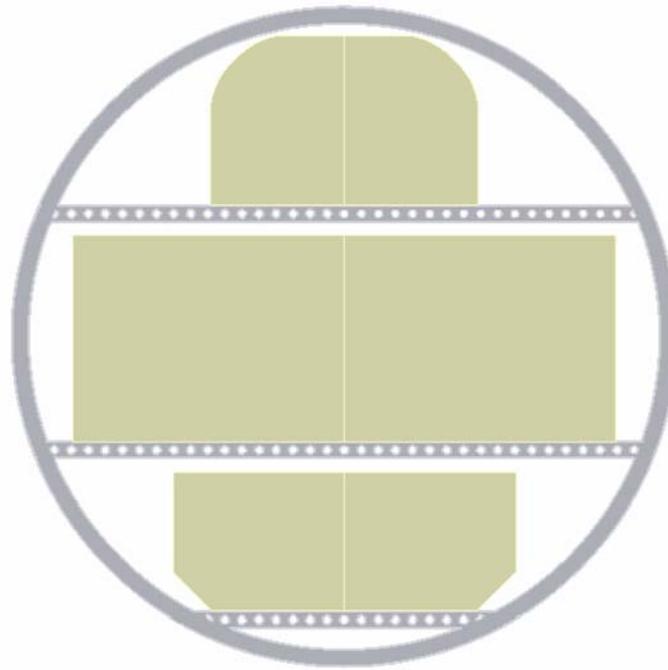
#### 4.2.1 Geometrieanpassung und allgemeine konfigurative Merkmale

An dieser Stelle wird zunächst nur eine grundlegende Konfigurationsbeschreibung und Darstellung wichtiger Hintergründe vorgenommen. Eine Beschreibung der Detailspekte bzw. Absolutwerte aus den Bereichen Aerodynamik, Struktur und Antrieb erfolgt erst in den nachfolgenden Einzelkapiteln, da die Optimierung diese noch beeinflusst. Die Anpassung der Basiskonfiguration beinhaltet im Wesentlichen die Modifikation des Rumpfes. Auf Grund der gesteigerten Nutzlast und der gezielten Frachtersauslegung werden daher zunächst dessen Abmessungen modifiziert.

Während der A380-Rumpf leicht elliptisch gestaltet ist, wird für das UHCA-160 aus Gründen der Massenminimierung und der Richtungsstabilität eine zylindrische Geometrie vorgezogen. Der **Rumpf** besitzt wegen der großen Nutzlastkapazität ebenfalls zwei durchgehende Hauptfrachtdecks und ein unteres Deck im Bauch des Flugzeuges. Eine möglichst symmetrische Frachtdeckenanordnung muss im Sinne hoher Volumenausnutzungsgrade für Frachterversionen bevorzugt werden.

Die Gestaltung der Frachträume orientiert sich grundsätzlich an den Abmessungen der verwendeten Standardfrachteinheiten (ULDs). Lediglich die Frachtraumhöhe der oberen Frachtdecks wird mit mindestens 2 m veranschlagt, um für eine spätere Passagierversion ausreichende Kopffreiheit in den Gangbereichen sicherzustellen.

Zur optimalen Volumenausnutzung mit Standardcontainern sind nur abgestimmte Rumpfdurchmesser möglich. Die Begrenzung stellen allerdings Bauhöhen von etwa 9-10 m dar. Dies ergibt sich aus der Forderung nach einer maximalen Gesamtflugzeughöhe von 24,4 m (80 ft) unter Berücksichtigung typischer Seitenleitwerksparameter und Fahrwerks Höhen. Weiterhin ist zu beachten, dass die Länge des Flugzeugs den Maximalwert von 80 m nicht überschreitet. Abbildung 4-3 zeigt eine geeignete Frachtcontaineranordnung, die einen Rumpfdurchmesser von 7,8 m erfordert. Der relativ große Durchmesser bietet ein aerodynamisch günstiges O/V-Verhältnis bei gleichzeitig ausreichenden Leitwerkshebelarmen.



**Abbildung 4-3: Frachtcontaineranordnung des UHCA-160**

Die für diese Auslegung verwendeten Container beschränken sich auf die Typen LD3, AMA und AYY nach ICAO-Kennung. Der Gebrauch von nur drei unterschiedlichen Containertypen, die bei den meisten Flugzeugen eingesetzt werden, verbessert das Frachthandling.

Im Detail erfolgt für das untere Frachtdeck eine Bestückung mit insgesamt 38 LD3-Containern, die doppelreihig angeordnet sind. Wegen der Flügeldurchführung ist das untere Frachtdeck unterbrochen, so dass für jedes der beiden Abteile eine eigene Ladetür vorgesehen werden muss. Das vordere Frachtteil hat eine Länge von 16 m und der hintere Bereich eine Länge von 14,4 m mit jeweils einer Höhe von 1,8 m. Das Gesamtcontainervolumen im unteren Frachtdeck ergibt somit  $144 \text{ m}^3$ . Diese Nutzlastsektion bietet sich auf Grund der Bauhöhe auch bei einer späteren Passagierauslegung nur für die Fracht-/Gepäckunterbringung an.

Das mittlere Deck wird mit doppelreihig angeordneten AMA-Containern (40 Stück) versehen und ergibt so ein Volumen von  $600 \text{ m}^3$  bei einer Deckhöhe von 2,6 m. Da es im Bereich des maximalen Durchmessers des Rumpfzylinders liegt, weist es einen fast rechteckigen Querschnitt auf.

Die Beladung des oberen Decks erfolgt ebenfalls doppelreihig mit insgesamt 44 AYY-Containern. Daraus resultiert ein Volumen von  $255 \text{ m}^3$  bei einer Ganghöhe von 2,2 m.

Insgesamt stellt die gesamte Konfiguration ein mit Containern nutzbares Gesamtvolumen von  $1000 \text{ m}^3$  bereit. Bei einer angestrebten Basisauslegung auf 160 to Nutzlast ergibt sich so ein Volumen/Nutzlast-Verhältnis von  $6,25 \text{ m}^3/\text{to}$ . Die Flächenauslastung mit Containern für den gesamten Frachtraumquerschnitt errechnet sich zu ca. 66 %.

Die Nutzung des Hecks ist für eine Containerunterbringung wegen seiner konischen Form gerade im unteren Bereich nur suboptimal möglich. Dennoch ermöglicht es die Aufnahme

von loseem Stückgut, um so das Volumen/Nutzlast-Verhältnis noch zu steigern. Gleiches gilt für den Bugbereich des Flugzeuges.

Für eine optimale **Be- und Entladung** wird neben den seitlichen Frachttüren eine Bugladeklappe ähnlich der B747 F vorgesehen. Während beim A380 F maximal vier Andockstationen existieren, bietet das Bugtor einen weiteren Zugang zum Hauptdeck. Hierdurch verbessern sich die Blockzeiten, da der „Frachtmassenstrom“ steigt. Außerdem ist eine Beladung mit sperrigen Sondergütern besser realisierbar. Wie auch beim A380 liegt das obere Frachtdeck des UHCA-160 mit mehr als 8 m sehr hoch und erfordert für die Beladung Spezialhubbühnen. Die Bugladeklappe macht die Verlegung des Cockpits auf Höhe des oberen Frachtdecks erforderlich. Dies ermöglicht bei geöffnetem Bugtor weiterhin Startvorbereitungen, was zusätzlich zur Erzielung kurzer Blockzeiten beiträgt.

Die **Tragwerksanordnung** muss als traditionelle Tiefdecker-Ausführung erfolgen. Nur so sind die zwei durchgängigen Hauptfrachtdecks mit optimaler Auslastung realisierbar. Des Weiteren reduziert sich durch den großen vertikalen Abstand zum Höhenleitwerk der Abwind einfluss beim Flug mit geringen Anstellwinkeln. Allerdings wandert das Höhenleitwerk bei hohen Anstellwinkeln -z.B. beim Start- immer weiter in den Abwind des Flügels, was zu einer Reduktion der Wirksamkeit führt.

Die Streckung des A380-Flügels erfährt eine leichte Reduzierung. Das schafft bei wachsender Flügelfläche eine größere Reserve bezüglich der Spannweitenbegrenzung von 80 m. Neben der Verringerung der Flügelstrukturmasse führt dies zu einem marginal erhöhten induzierten Widerstand.

Da eine geringere Reiseflugmachzahl als beim A380 vorgesehen ist, wird die Flügelpfeilung auf  $34^\circ$  gesenkt. Das Herabsetzen der Pfeilung verringert zusätzlich die Flügelstrukturmasse und verschiebt den Neutralpunkt sowie den Schwerpunkt leicht nach vorn. Die relative Dicke des Flügels an der Wurzel wird zur Senkung seiner Strukturmasse auf 14,5 % festgelegt. Der angenommene V-Winkel der Flügel von  $3^\circ$  schafft unter anderem mehr Bodenfreiheit für die Triebwerke.

Die Anordnung der **Leitwerke** erfolgt wie beim A380. Auf Grund der geringeren Flügelpfeilung findet ebenfalls eine Herabsetzung der Leitwerkspfeilung statt. Für das Höhenleitwerk wird eine Pfeilung von  $36^\circ$ , für das Seitenleitwerk von  $40^\circ$  angesetzt. Die höhere Pfeilung am Seitenleitwerk erklärt sich durch die deutlich gesteigerte relative Wurzeldicke gegenüber dem Höhenleitwerk. Die großen relativen Dicken des Seitenleitwerks (13 %) sind notwendig, um die Aufnahme der Biegemomente am Rumpfanschluss zu verbessern und so die Masse zu senken.

Die Anbringung der vier **Triebwerke** erfolgt, entsprechend der beim A380, unter dem Flügel. Um bei den großen Triebwerksdurchmessern und der Tiefdecker-Anordnung ausreichend Bodenfreiheit zu erzielen, sind entsprechend große Fahrwerkshöhen nötig. Die Anordnung

ermöglicht unter anderem eine gute Zugänglichkeit bei der Wartung und erzeugt im Startfall bei hohem Schubbedarf ein die Rotation begünstigendes Moment. Andererseits erfolgt die Lärmabstrahlung der Triebwerke ungehindert in Bodenrichtung und verstärkt sich, wie beim A380, noch durch Reflexion an den Tragflächen. Die y-Position stellt einen Kompromiss zwischen Giermomentenbeitrag bei Triebwerksausfall und Strukturentlastung dar. Die relative Lage wird mit 37 % für die inneren und 64 % für die äußeren Triebwerke vom A380 übernommen.

Die **Fahrwerksauslegung** ist wie beim A380 eine Multi-Bogey-Variante, wobei die Fahrwerksbeine am Flügel für ausreichend Kippstabilität sorgen. Die zusätzlichen Fahrwerksbeine am Rumpf senken in Verbindung mit einer erhöhten Reifenzahl die Fahrbahnbelastung. Zur Fahrwerksunterbringung bietet der Flügelkasten bzw. die Center-Wing-Box ausreichend Platz.

Der Treibstoff wird im Flügel untergebracht, um eine möglichst große Entlastung des Flügels durch Reduktion der Biegemomente zu erreichen. Für Reichweitensteigerungen offeriert die Center-Wing-Box noch zusätzliches Tankvolumen.

Zusätzlich wird im Höhenleitwerk ein Trimmtank vorgesehen. Dieser gleicht im Flug auftretende Schwerpunktwanderungen aus und reduziert so den Trimmwiderstand.

## 4.2.2 Missionsanpassung und Optimierung

Die grundlegende Anpassung des Flugzeugs erfordert eine Skalierung entlang der in Kapitel 3 geschilderten Entwurfsmission zur Ermittlung des Treibstoffbedarfs. Zur Festlegung eines optimalen Auslegungspunktes wird zudem eine Variation der Flächenbelastung und des Schub/Gewichts-Verhältnisses durchgeführt. Dies erfolgt mit dem modifizierten Skalierungsprogramm CADEHYP, wobei jede Baugruppe entsprechend den Erfordernissen angepasst wird, so dass keine feste Kopplung untereinander besteht.

Bei einer fotografischen Vergrößerung/Verkleinerung hingegen wird das Flugzeug als Einheit verstanden, so dass sich die Verhältnisse der Baugruppen zueinander nicht ändern. In diesem Fall bleiben alle aerodynamischen Beiwerte konstant. Bei der CADEHYP-Skalierung ändern sich dagegen die relativen Verhältnisse der Baugruppen zueinander und damit die Beiwerte (speziell  $c_{w0}$ ) des Flugzeuges.

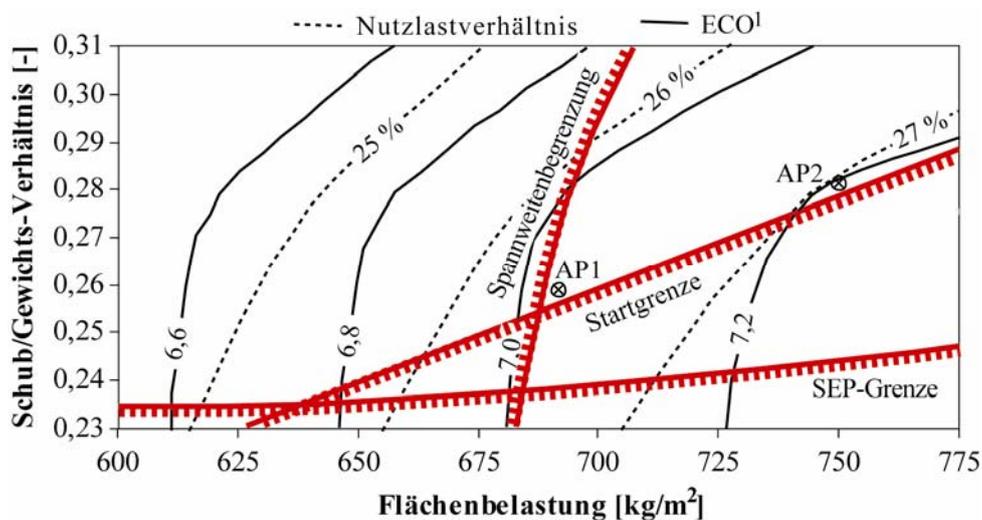
Dieses Phänomen führt dazu, dass die Grenzen im Auslegungsdiagramm bei einer Variation der Flächenbelastung und des Schub/Gewichts-Verhältnisses mit dem Skalierungstool von denen der fotografischen Skalierung abweichen. Ein weiterer Effekt der CADEHYP-Skalierung geht aus dem induzierten Widerstand hervor. Der k-Faktor des induzierten Widerstandes ist auf Grund von Ablöseerscheinungen eine Funktion des Anstellwinkels bzw. des Auftriebsbeiwertes. Bei gleichem Flugzustand, jedoch erhöhter Flächenbelastung, ist ein

größerer Auftriebsbeiwert erforderlich. Das bedeutet, dass der k-Faktor und somit der relative Beitrag des induzierten Widerstandes steigt. Um diesen Effekt auszuschalten, wäre eine Anpassung des Aerodynamik-Datensatzes (z.B. durch modifiziertes Profil oder Vorderkantenklappeneinsatz) notwendig, die in CADEHYP allerdings nicht vorgenommen wird. Besonders deutlich erkennbar sind beide Einflüsse bei der SEP-Grenze, die das Reststeigflugvermögen wiedergibt (Gleichung 4-1).

**Gleichung 4-1:** 
$$SEP = \frac{F - W}{G} \cdot v$$

So stellt sich das Optimum der CADEHYP-Skalierung bei einer Flächenbelastung von etwa 575-600 kg/m<sup>2</sup> ein. Bei einer fotografischen Vergrößerung mit gleichbleibenden Beiwerten der Basiskonfiguration verschiebt sich dieses hingegen zu  $m_A/S_{Ref} \approx 750$  kg/m<sup>2</sup>. Das minimale Schub/Gewichts-Verhältnis liegt bei fotografischer Vergrößerung etwas niedriger. Diese Besonderheiten müssen bei Betrachtung aller folgenden Auslegungsdiagramme beachtet werden.

Das Auslegungsdiagramm für das UHCA-160 mit relevanten Grenzen und Bewertungsgrößen für Ökonomie und Ökologie zeigt [Abbildung 4-4](#).



**Abbildung 4-4: Auslegungsdiagramm des UHCA-160**

Als Randbedingungen sind die minimale SEP-Forderung von 2,54 m/s in Reise Flughöhe, die Startgrenze für 2800 m sowie das Spannweitenlimit von 80 m angegeben. Die Landerollgrenze ist auf Grund der maximalen Auftriebsbeiwerte in Landekonfiguration und des geringen Verhältnisses von Lande- zu Abflugmasse erst bei höheren Startflächenbelastungen (>800 kg/m<sup>2</sup>) lokalisierbar. Auch der Grenzwert der Flugzeuggesamtlänge wird für die Basis-konfiguration und alle skalierten Fälle nicht überschritten, da diese auf Grund der reinen Nutzlastabhängigkeit konstant bei 71 m bleibt.

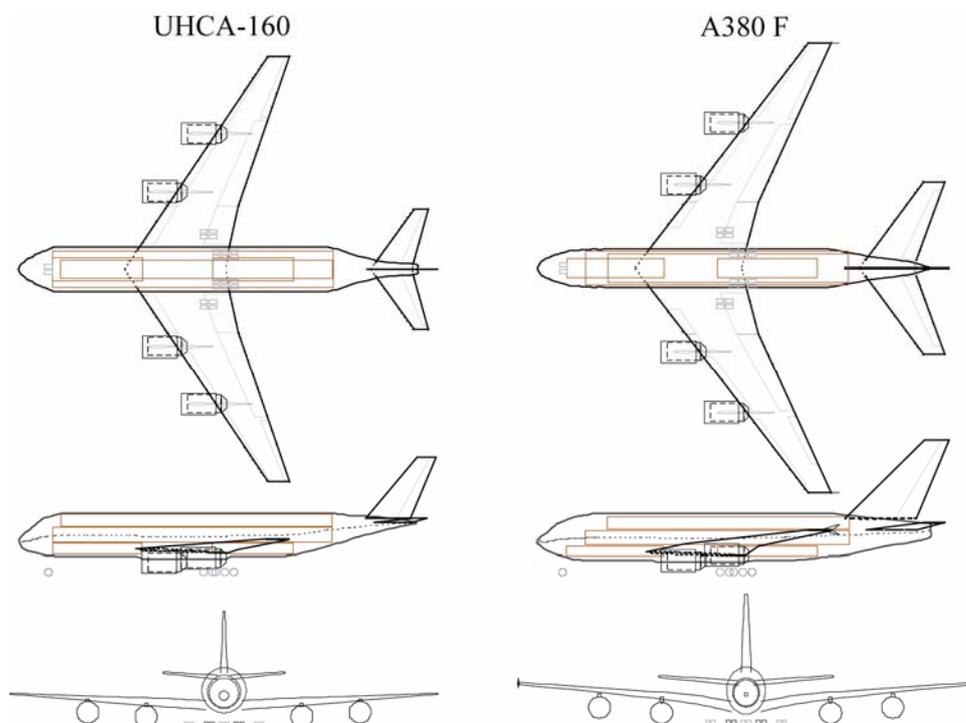
Unter der Bedingung eines möglichst kleinen Triebwerkes ergibt sich ein Auslegungspunkt (AP1) für die gewählten Konfigurationsparameter bei  $m_A/S_{Ref}=690 \text{ kg/m}^2$  und einem  $F_{max}/G_A=0,26$ . Dieser liegt im Schnittpunkt von Startgrenze und maximal zulässiger Spannweite.

Bei Maximierung des Bewertungsfaktors  $ECO^1$  stellt sich ein Optimum allerdings erst bei einer Flächenbelastung von  $750 \text{ kg/m}^2$  und einem Schub/Gewichts-Verhältnis von 0,28 ein (AP2). Das bedeutet einen etwa 5 % höheren Maximalschub und damit eine erhöhte Lärmbelastung gegenüber einer Treibstoff- und Abflugmasseneinsparung von ca. 2,5 %.

Im Sinne einer möglichst leichten Konfiguration mit geringeren Treibstoffkosten pro Flug wird die höhere Flächenbelastung vorgezogen. Bei der Wahl des Auslegungspunktes muss also ein Kompromiss zwischen Lärmbelastung und Wirtschaftlichkeit sowie Schadstoffausstoß eingegangen werden.

Beide Auslegungspunkte liegen klar über der Kurve der minimalen SEP, womit sich für den Reiseflug ein erheblicher Schubüberschuss ergibt. Um dieses zu vermeiden sowie zur weiteren Steigerung der Ökonomie und Ökologie ist die Optimierung der Startleistungen zu verfolgen, was durch Weiterentwicklung des Hochauftriebssystems zu erreichen ist.

Die angepasste und optimierte Konfiguration des UHCA-160 im Vergleich zum A380 F zeigt die Abbildung 4-5.



**Abbildung 4-5: Konfigurationsvergleich von UHCA-160 und A380 F**

Für den gewählten Auslegungspunkt ergeben sich die in Tabelle 4-2 aufgezeigten geometrischen Kenngrößen des UHCA-160 im Vergleich zum A380 F.

Bezeichnung	Parameter	Einheit	UHCA-160	A380 F
Flächenbelastung	$m_A/S_{Ref}$	kg/m <sup>2</sup>	750	700
Schub/Gewichts-Verhältnis	$F_{max}/G_A$	-	0,28	0,235
Spannweite	b	m	75,6	79,75
Höhe	h	m	21,2	24,19
Länge	l	m	74,5	72,73
Referenzfläche	$S_{Ref}$	m <sup>2</sup>	788	845
Flügelstreckung	$\Lambda$	-	7,25	7,5
Flügelpfeilung	$\varphi$	°	34	37
Rumpfbreite	$b_R$	m	7,8	7,14
Rumpfhöhe	$h_R$	m	7,8	8,41
Rumpflänge	$l_R$	m	71	70,4
Rumpfvolumen	$V_R$	m <sup>3</sup>	2630	2437
Nutzlastvolumen	$V_{Nutz}$	m <sup>3</sup>	1000	952,3
Treibstoffvolumen (Rumpf)	$V_{Treib}$	m <sup>3</sup>	-	-
Benetzte Oberfläche	$O_{wet}$	m <sup>2</sup>	3640	4249

**Tabelle 4-2: Vergleich der technischen Daten von UHCA-160 und A380 F**

Es offenbart sich, dass, wie auch beim A380 F, die maximal zulässigen Dimensionen fast erreicht werden. Die Gesamtlänge und Höhe sind bei fester Nutzlast als konstant anzusehen. Auf Grund der Nutzlastabhängigkeit sind diese erst bei Kapazitätssteigerungen im Sinne einer Familienkonzept-Strategie als problematisch zu erachten. Aber selbst dann wären rein aus Sicht der Rumpflänge noch Steigerungen von ca. 20 to bei gleicher Nutzlastdichte möglich. Brisanter ist die Spannweitendimension. Diese ist stark gewichtsabhängig und ließe eine Nutzlaststeigerung bei gleichen Konfigurationsparametern nur begrenzt zu. Eine weitere Erhöhung der Flächenbelastung ist wegen wachsender Triebwerke und Annäherung an die Landegrenze nicht wünschenswert. So muss bei stark zunehmender Masse zwangsläufig eine Reduktion der Streckung vorgenommen werden, um die maximale Spannweite nicht zu überschreiten. Damit ist allerdings eine Verringerung der Wirtschaftlichkeit auf Grund des höheren induzierten Widerstandes verbunden.

### 4.2.3 Struktur und Massen

Für die Berechnung der Massen werden statistische Daten sowie verschiedene Masseberechnungsverfahren angewendet. Da die zu Grunde liegenden Daten auf Flugzeugen geringerer Größe beruhen, ist deren Anwendbarkeit und Genauigkeit begrenzt. Um diesem Umstand Rechnung zu tragen, wird daher für die Strukturmasse sowie für die Ausrüstungs-

masse eine Entwurfsmarge zugeschlagen. Sie beträgt für die Struktur 10 % und für die Ausrüstung 5 %. Für den Antrieb sind ausreichende Informationen mit entsprechender Bandbreite vorhanden, so dass hier die Reservezuschläge entfallen.

Für die Massenberechnung wird weiterhin eine herkömmliche Aluminiumbauweise unterstellt. Zwar findet Kohlefaser bei modernen Flugzeugen immer mehr Verwendung, aber der Einsatz findet lokal begrenzt statt und erfordert für eine Berücksichtigung bei der Massenbestimmung detailliertere Untersuchungen. Lediglich das Seitenleitwerk wird -wie auch bei den modernen Flugzeugmustern von Airbus- komplett als CFK-Bauweise konzipiert. So ist für das Leitwerk eine 40 %ige Masseneinsparung gegenüber der Metallbauweise zu verzeichnen.

Unter obigen Annahmen ergibt sich für die optimierte Konfiguration eine Abflugmasse von 591,5 to bei einer benötigten Treibstoffmenge von 184,5 to. Das bedeutet, dass der Treibstoffanteil immense 31 % von der Gesamtmasse ausmacht. Damit liegt er sichtbar über dem Nutzlastanteil von nur 27 %. Beide Werte korrelieren mit den Verhältnissen des A380. Die Proportionen verschieben sich bei Reichweitensteigerung zu Ungunsten des Nutzlastanteils. Der hohe Treibstoffanteil ist für alle Flugzeuge auf Kerosinbasis charakteristisch, so dass diese grundsätzlich ein schlechtes Aufwand/Nutzen-(Treibstoff/Nutzlast-)Verhältnis aufweisen. Die nicht zuletzt dadurch erreichten hohen Abflugmassen führen neben den bereits geschilderten geometrischen Problemen zu steigenden operationellen Kosten, z.B. auf Grund wachsender Start- und Landegebühren. Teilweise erhöhen sich durch besondere konfigurative Maßnahmen, wie Fahrwerksmodifikationen zur Einhaltung der zulässigen **PCN** (**pavement classification number**), auch die Produktionskosten.

Tabelle 4-3 zeigt die detaillierte Gruppenmasse-Aufstellung des UHCA-160. Zusätzlich sind die Massenverhältnisse bezogen auf die Abflug- und Leermasse mit aufgeführt.

<b>Gruppenmasse-Aufstellung gekürzte Fassung Starrflügelflugzeuge UHCA-160</b>			
<b>Massehauptgruppe</b>			
Baugruppe	<b>m [kg]</b>	<b>m/m<sub>A</sub> [%]</b>	<b>m/m<sub>L</sub> [%]</b>
<b>Struktur</b>	<b>177485</b>	<b>30,0</b>	<b>72,0</b>
Tragwerk	84485	14,3	34,3
Höhenleitwerk	4562	0,8	1,8
Seitenleitwerk	2072	0,4	0,8
Stabilisierungsflosse	0	0,0	0,0
Rumpfwerk	52581	8,9	21,3
Bugfahrwerk	2859	0,5	1,2
Hauptfahrwerk	20969	3,5	8,5
Fahrwerksgondel	0	0,0	0,0
Triebwerkseinbau und Gondel	9957	1,7	4,0
Lufttritt	0	0,0	0,0
<b>Antriebsanlage</b>	<b>31945</b>	<b>5,4</b>	<b>13,0</b>
Triebwerk	27356	4,6	11,1
Hilfsgerätegetriebe und -antriebe	0	0,0	0,0
Gasaustrittsanlage	0	0,0	0,0
Schmierstoffanlage	715	0,1	0,3
Gesamtschmierstoff	185	0,0	0,1
Kraftstoffanlage	3014	0,5	1,2
Kraftstoffreste	552	0,1	0,2
Triebwerksbedienanlage	123	0,0	0,0
Anlassanlage	0	0,0	0,0
<b>Standardausrüstung</b>	<b>18049</b>	<b>3,1</b>	<b>7,3</b>
Steuerungsanlage	0	0,0	0,0
Hilfstriebwerksanlage (APU)	300	0,1	0,1
Instrumentenanlage	0	0,0	0,0
Hydraulische und pneumatische Anlage	4237	0,7	1,7
Elektrische Anlage	2502	0,4	1,0
Elektronische Anlage	2681	0,5	1,1
Bewaffnungsanlage	0	0,0	0,0
Ausstattung und Einrichtung	2137	0,4	0,9
Integriertes Absetz- und Ladesystem	0	0,0	0,0
Klimaanlage	3128	0,5	1,3
Enteisungsanlage	3064	0,5	1,2
Hilfsausrüstung	0	0,0	0,0
<b>Masseabweichungen</b>	<b>19179</b>	<b>3,2</b>	<b>7,8</b>
<b>Leermasse</b>	<b>246658</b>	<b>41,7</b>	<b>-</b>
Besatzung und Dienstlast	170	0,0	-
<b>Nutzlast</b>	<b>160000</b>	<b>27,1</b>	<b>-</b>
<b>Leertankmasse</b>	<b>406828</b>	<b>68,8</b>	<b>-</b>
<b>Kraftstoff</b>	<b>184571</b>	<b>31,2</b>	<b>-</b>
<b>Startmasse</b>	<b>591399</b>	<b>-</b>	<b>-</b>

Tabelle 4-3: Gruppenmasse-Aufstellung des UHCA-160 nach DIN 9020

Es stellt sich eine typische prozentuale Massenaufteilung für ein Transportflugzeug dar. Die Leermasse hat einen Anteil von etwa 42 % und liegt damit im Bereich des A380 F. Es muss beachtet werden, dass sich dieses Verhältnis für Passagierversionen verschlechtert, da noch

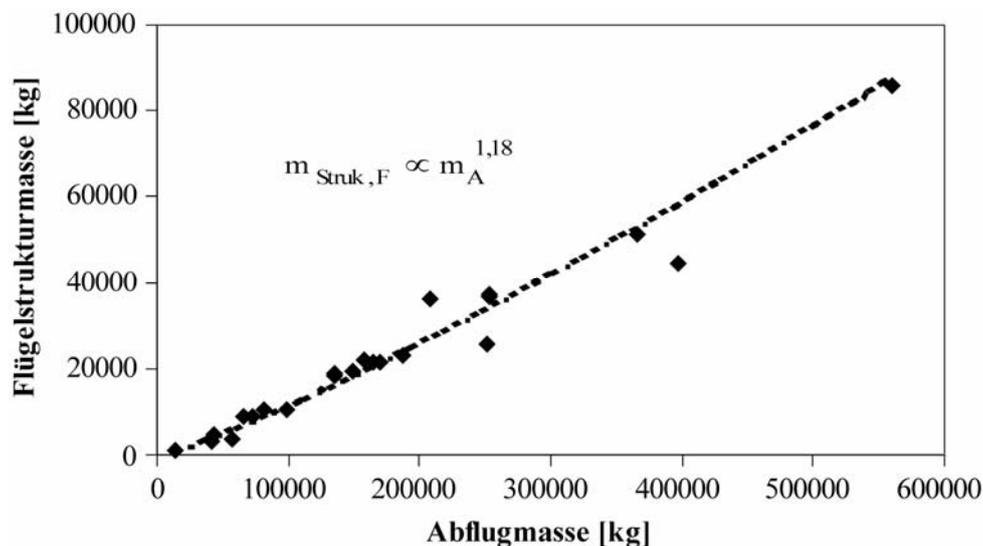
zusätzliche Kabinausrüstung -wie Bestuhlung, Küchenequipment, etc.- mitgeführt werden muss. Im Falle des A380 macht dies etwa 8 % aus.

Neben den zuvor erläuterten primären Masseneinflüssen ist bei Betrachtung der Gruppenmasse-Aufstellung eine entscheidende sekundäre Massenproblematik erkennbar. Der Flügel hat nämlich mit mehr als 14 % einen erheblichen Anteil an der Abflugmasse und stellt gleichzeitig den größten Beitrag zur Leermasse. Bei kleineren Flugzeugen mit ähnlichen Flügelparametern fällt der Anteil geringer aus.

Dies lässt sich mit dem sogenannten Wurzelkubikgesetz erklären. Es besagt, dass bei fotografischer Vergrößerung des Flugzeugs (alle Flügelparameter konstant) die Flügelstrukturmasse überproportional (nahezu kubisch mit dem Maßstab) wächst.<sup>[18][72]</sup>

**Gleichung 4-2:**  $m_{\text{Struk},F} \propto m_A^{1,4}$

Dieses Verhalten bestätigt sich durch eine aktuelle statistische Auswertung von Transportflugzeugen (Abbildung 4-6).<sup>[9]</sup> Allerdings fällt hier der Exponent mit ca. 1,2 etwas geringer aus, da die Flügelparameter variabel sind und ein breites Spektrum von Abflugmassen und Technologieständen abgedeckt wird.



**Abbildung 4-6: Flügelstrukturmassen von Transportflugzeugen**

Trotz des kleineren Exponenten bleibt festzuhalten, dass mit der Abflugmasse ein überproportionales Wachstum der Flügelstrukturmasse zu verzeichnen ist. Dieser sekundäre Effekt der hohen Startmassen führt so zwangsläufig dazu, dass der Nutzlastanteil durch die Flügelstrukturmasse regelrecht „aufgezehrt“ wird.

Die Verwendung neuer Materialien (z.B. CFK) reduziert zwar die absoluten Massen, die grundsätzlichen Tendenzen ändern sich aber nicht merklich. Außerdem ist bei zunehmender Verwendung von CFK das Problem der Entsorgung nach Ausmusterung, gerade im Hinblick auf die Umweltverträglichkeit, nicht zu vernachlässigen. Weitere Schwierigkeiten ergeben sich im Schadensfall, da Defekte schwerer zu lokalisieren sind und sich die Reparaturkomplexität erhöht.

Die **Lage des Schwerpunktes** bestimmt sich für das leere Flugzeug zu 34,1 m, was etwa 48 % der Rumpflänge entspricht. Für volle Beladung mit maximaler Nutzlast -aber ohne Treibstoff- verschiebt sich dieser um 1,5 m nach vorne. Der Kraftstoff im Flügel ist so schwerpunktneutral gelagert, dass die Wanderung des Massenmittelpunktes während des Fluges zwischen zuvor genannten Werten erfolgt. Auch der Schwerpunktsbereich korreliert gut mit dem des A380.

#### 4.2.4 Aerodynamik

Die bedeutenden aerodynamischen Leistungsgrößen sind Auftrieb und Widerstand. Beide werden in erheblichem Maße durch den **Flügel** bestimmt.

Durch die Reduktion der Flügelpfeilung steigt die senkrecht zur Vorderkante liegende Geschwindigkeitskomponente, was zu einer Absenkung der kritischen Machzahl führt. Somit treten lokale Überschallfelder bereits bei geringeren Geschwindigkeiten auf, was zur stoß-induzierten Ablösung (Buffeting) führt. Neben der geringeren Fluggeschwindigkeit bedeutet dies auch eine Senkung der maximal fliegbaren Geschwindigkeit.

Die Verminderung der Streckung des Flügels von  $\Lambda=7,50$  auf  $\Lambda=7,25$  führt zur leichten Senkung des Auftriebsanstieges, während der k-Faktor des induzierten Widerstandes geringfügig steigt. Beides wirkt sich tendenziell nachteilig auf die aerodynamische Güte aus. Da allerdings die Ausgangsstreckung bereits sehr hoch ist und sich bei zunehmender Streckung beide zuvor angeführten Werte asymptotisch ihren Grenzwerten nähern, sind deren Änderungen gering.

Durch den Rumpfeinfluss entstehen an der Flügelwurzel bei der Tiefdecker-Anordnung lokal niedrigere Anstellwinkel. Um diesen Effekt auszugleichen, wird die Wölbung des Profils lokal erhöht und der Flügel zusätzlich mit einem positiven Einbauwinkel angestellt.

Zur Erzielung der notwendigen Auftriebsbeiwerte für Start und Landung erfolgt für die Hinterkante der Einsatz eines Fowler-Systems. Wie beim A380 wird dem Mehrfach- ein Einfachspaltsystem unter anderem zur Lärmsenkung vorgezogen. Als maximal möglicher Anstellwinkel im Start- und Landefall ergibt sich ein Wert von  $12^\circ$ . Dieser bestimmt sich aus der Lage des Fahrwerks und der Zuspitzung des Flugzeughecks. Zur Verbesserung des

Abrissverhaltens der Strömung wird im Innenbereich eine Droop-Nose und über den Rest der Flügelvorderkante ein SLAT angebracht. So lassen sich für den Startfall fliegbare Auftriebsbeiwerte von etwa 1,5 und für die Landung von ca. 2,0 erreichen. Hierbei findet der Bodeneffekt, der eine zusätzliche Erhöhung der Auftriebsbeiwerte bewirkt, noch keine Berücksichtigung. Dies trifft ebenso auf alle folgenden Konfigurationen zu, so dass die Start- und Landestrecken grundsätzlich pessimistisch berechnet werden.

Nicht nur bezüglich der Strukturmassen, sondern auch hinsichtlich der Aerodynamik führen die hohen Abflugmassen zu Problemen. Da der induzierte Widerstand quadratisch mit der Flugzeugmasse wächst, entstehen bei großen Flugzeugen stärkere Wirbelschleppen. Diese ergeben sich durch den Druckausgleich zwischen Flügelunter- und -oberseite an den Seitenkanten. Die abgehenden Wirbel stellen gerade für leichtere nachfolgende Flugzeuge eine große Gefahr dar. So muss die Start- und Landefrequenz beim Einsatz von Großflugzeugen gesenkt werden, was die Leistungsfähigkeit der Flughäfen senkt. Diese Einbuße wird durch die höhere Kapazität pro Flug nur leicht relativiert.

Die großen Durchmesser des **Rumpfes** auf Grund der Zweideckauslegung führen zu einem besseren O/V-Verhältnis und vermindern so den Reibungswiderstand.

Zur widerstandsoptimalen Heckgestaltung wird für dieses ein Verhältnis von  $l_{\text{Heck}}/h_R=2,0$  angenommen.<sup>[62]</sup> So treten bei symmetrischem Heck Winkel von maximal  $14^\circ$  auf.

Für die ganzheitliche **aerodynamische Beurteilung** wird das Verhältnis A/W herangezogen. Auf Grund der reduzierten Flughöhe von ca. 9450 m (31000 ft) stellt sich eine leicht bessere aerodynamische Güte (Abbildung 4-7) ein. Dennoch ergibt sich wegen der etwa 17 %igen Dichtezunahme ein größerer Widerstand. Das maximale A/W-Verhältnis von etwa 19 im Reiseflug entspricht einem typischen Wert von Transportflugzeugen.

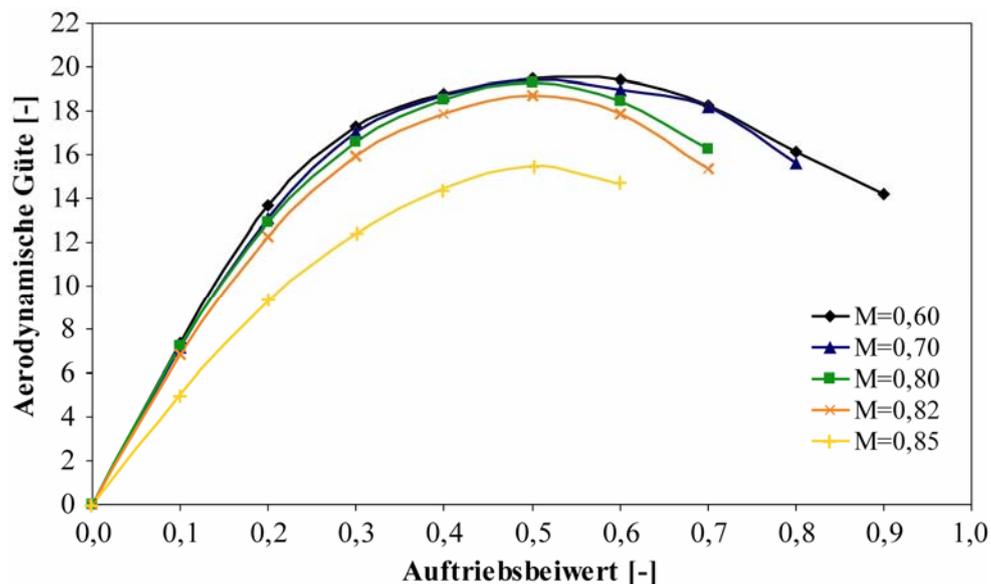


Abbildung 4-7: Aerodynamische Güte des UHCA-160 in H=9450 m (31000 ft)

Um die Trimmwiderstände zu reduzieren, wird die Flügel-Rumpf-Kombination instabil ausgelegt. Damit erfolgt die Trimmung mit Auftrieb am Höhenleitwerk, was eine Verbesserung der Polare zur Folge hat.

#### 4.2.5 Antrieb

Der hier zu Grunde gelegte Antrieb erfolgt über vier High-Bypass-Triebwerke, deren hohes Nebenstromverhältnis zur Lärmreduktion beiträgt. Dies ist darauf zurückzuführen, dass der Schub zu einem größeren Teil durch den Massenstrom über den Fan und nicht durch hohe Düsenaustrittsgeschwindigkeiten erzeugt wird. Die so erzielbare Senkung des Strahlärms macht sich besonders bei hohem Schubbedarf -wie beim Start- bemerkbar. Auf Grund des größeren Fans muss aber speziell für diesen eine leichte Steigerung des Lärmanteils in Kauf genommen werden.

Für die optimierte Konfiguration wird ein maximaler Standschub von 406 kN pro Triebwerk benötigt. Im Reiseflug bestimmt sich der mittlere Schubbedarf zu etwa 71 kN pro Triebwerk, was ca. 64 % des in der Reiseflughöhe maximal verfügbaren Schubes entspricht. Der Treibstoffverbrauch je Triebwerk liegt hierbei im Mittel bei ungefähr 1,23 kg/s. Der geringe prozentuale Schubbedarf im Reiseflug ergibt sich aus dem deutlichen Abstand des Auslegungspunktes von der SEP-Grenze und führt, im Falle des nicht angepassten Triebwerks, zu einem schlechteren spezifischen Verbrauch.

#### 4.2.6 Flugleistungen und Sensitivitäten

Während der Skalierung wird bereits die Erfüllung einiger Flugleistungen -wie Start- oder Reichweitenleistung- gefordert. Zur genaueren Analyse müssen einzelne Leistungen allerdings noch näher betrachtet werden. Dazu gehört neben den Leistungen im Auslegungspunkt auch das Verhalten der Konfiguration bei Störungen.

Zunächst wird das **Nutzlast-Reichweiten-Diagramm** herangezogen, um die Auswirkung einer Teilauslastung auf die fliegbare Strecke zu begutachten.

Das Verhalten des UHCA-160 bei Nutzlastsenkung zeigt Abbildung 4-8, in der die Nutzlast über der Reichweite aufgetragen ist. Den Berechnungen liegt das Missionsprofil einschließlich der geforderten Reservesegmente der vorangestellten Optimierung zu Grunde. Die Reservestrecken sind hier definitionsgemäß nicht in der ermittelten Reichweite enthalten.

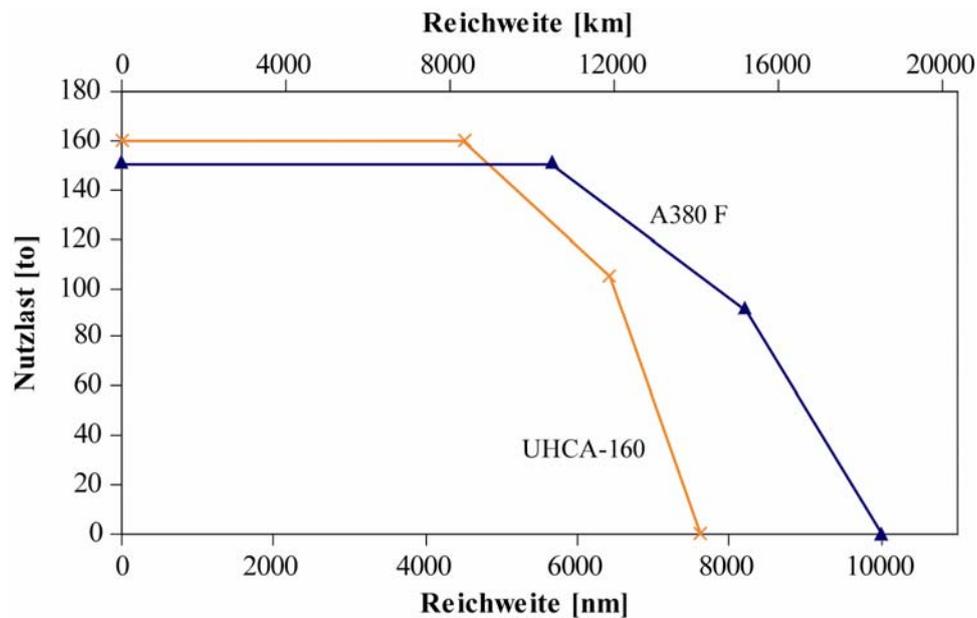


Abbildung 4-8: Nutzlast-Reichweiten-Vergleich von UHCA-160 und A380 F

Wie ersichtlich wird, ergibt sich für den Auslegungsfall mit maximaler Nutzlast die geforderte Reichweite von 8340 km (4500 nm).

Durch die großen Flügel des UHCA-160 mit einer Fläche von 788 m<sup>2</sup> stellt dieser ein erhebliches Kraftstoffvolumen zur Verfügung. Bei angenommener Tankausdehnung bis 80 % der Spannweite und entsprechendem Volumenausnutzungsgrad ergibt sich eine maximale Tankkapazität von 240 to. So erzielt das UHCA-160 mit einer noch mitzuführenden Nutzlast von 104,5 to dann eine Reichweite von 11600 km (6260 nm). Die Überführungsreichweite liegt bei etwa 13700 km (7400 nm).

Die optionale weitere Steigerung der Reichweite ist über die Unterbringung von etwa 40 to Zusatztreibstoff in der Center-Wing-Box möglich.

Festzustellen bleibt, dass das UHCA-160 zur Treibstoffunterbringung wegen der hohen Dichte eine optimale Ausnutzung ermöglicht. Außerdem ist das Vorhalten von Treibstoffkapazität wegen der anspruchslosen Lagerung mit nur geringer Zusatzmasse verbunden. Diese Umstände gewährleisten eine flexible Verwendung des Flugzeuges für die Fluggesellschaften.

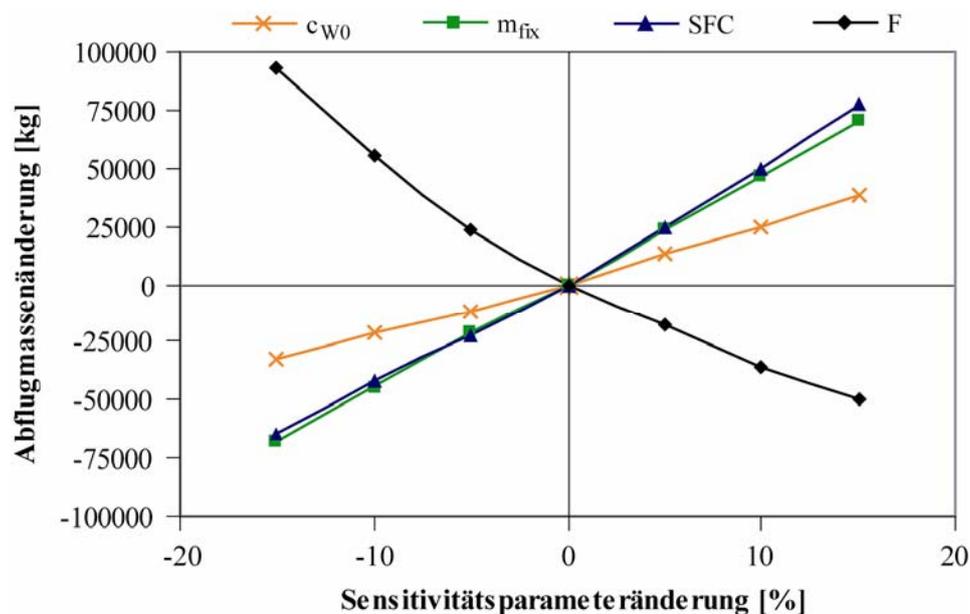
Wesentliche Rolle für den Einsatz auf Flughäfen spielen die **Start- sowie Landestrecken** des Flugzeuges. Detailliertere Berechnungen der Startstrecke ergeben einen Wert von 2800 m in einer Startbahnhöhe von 610 m (2000 ft). Die Rollstrecke errechnet sich zu 2160 m bei einer Abhebegeschwindigkeit von etwa 102 m/s.

Die Landestrecke bestimmt sich mit einer vereinfachten Methode zu 1900 m. Die errechnete Aufsetzgeschwindigkeit liegt bei 76 m/s, so dass sich eine Rollstrecke von 1520 m ergibt. Hierbei wird vorausgesetzt, dass noch ein maximaler Treibstoffrest von 20 % für die Landung zulässig ist. Das UHCA-160 erzielt die niedrigen Landegeschwindigkeiten und damit die guten Landeleistungen durch die geringe Landeflächenbelastung in Verbindung mit dem effektiven Hochauftriebssystem.

Neben den Leistungen im Auslegungspunkt sind gerade im frühen Entwurfsprozess auch Aussagen über den Einfluss von Störungen von besonderem Interesse. Daher werden nachfolgend **Sensitivitätsuntersuchungen** durchgeführt, die Auswirkungen möglicher Fehler oder Ungenauigkeiten in Datensätzen herausstellen. Dazu erfolgt eine Variation konfigurativ beeinflusster Größen (wie der Nullwiderstands-, Totmassen-, Schub- und Verbrauchswerte) zwischen 85 % - 115 % der Basiswerte. Danach findet eine Betrachtung der daraus resultierenden Änderung von Abflug-, Leer- und Treibstoffmasse statt.

Da einige Parameter -wie beispielsweise der Nullwiderstand- unmittelbar einzelne Forderungen beeinflussen, verschiebt sich bei diesen Sensitivitätsuntersuchungen teilweise der Auslegungspunkt.

In Abbildung 4-9 ist das Sensitivitätsverhalten bezüglich der Abflugmasse aufgezeigt. Dabei wird die absolute Änderung der Startmasse über der prozentualen Variation der Sensitivitätsparameter dargestellt.



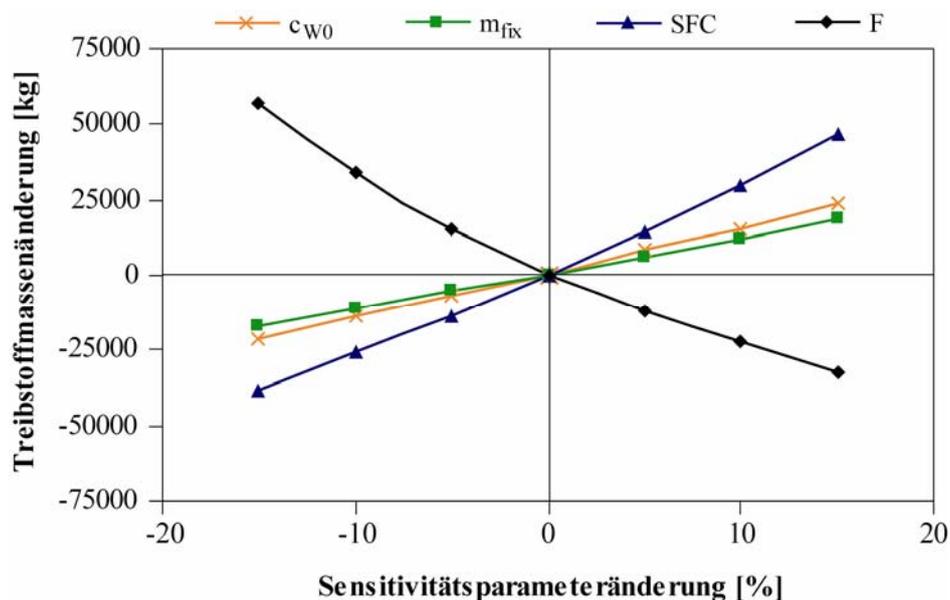
**Abbildung 4-9: Abflugmassensensitivität des UHCA-160**

Die Abflugmasse nimmt -außer bei der Schubsteigerung- mit Erhöhung der Sensitivitätsparameter zu.

Für die Festmassenänderung stellt sich ein quasi linearer Verlauf ein. Der absolute Wachstumsfaktor lässt sich dabei zu 2,9 kg/kg berechnen. Die Verläufe für die anderen Sensitivitätsparameter weisen alle eine mehr oder weniger ausgeprägte Nichtlinearität auf. Die größte Steigung wie auch Nichtlinearität zeigt die Schubabhängigkeit, gefolgt vom Verbrauch und der Nullwiderstandsänderung. Die bereits erwähnte Festmassenänderung ordnet sich zwischen der Steigung der Nullwiderstands- und Verbrauchsabhängigkeit ein.

Bereits hier ist zu erkennen, dass die Einflüsse auf die Gesamtmasse umso stärker sind, je direkter der Treibstoffverbrauch beeinflusst wird. Die nichtlinearen Verläufe sind einerseits auf die Nichtlinearitäten der Treibstoffmassenänderung zurückzuführen und andererseits auf die veränderten Entwurfparameter auf Grund der unterschiedlichen Auslegungspunkte (variierende Flächenbelastung). Dies bestätigt auch das Abhängigkeitsverhalten der Leermasse von den Sensitivitätsparametern. Zwar hat die Leermassenänderung nur einen Anteil von etwa 35-45 % an der Abflugmassenvariation, aber die Tendenzen und Nichtlinearitäten sind analog.

Die Erhöhung der Treibstoffmasse in Abhängigkeit von der Varianz des jeweiligen Sensitivitätsparameters vermittelt Abbildung 4-10.



**Abbildung 4-10: Treibstoffmassensensitivität des UHCA-160**

Wie schon zuvor stellen sich analoge Abhängigkeiten ein, wobei die Nichtlinearitäten für den Treibstoff etwas schwächer als bei der Leermasse ausfallen. Lediglich der Gradient für die Festmassenvariation sinkt deutlich und weist jetzt die geringste Steigung auf. Er hat an der Gesamtmassenänderung nur noch einen Anteil von etwa 26 %. Dies begründet sich damit, dass die Festmassenänderung an sich bereits einen Anteil von ca. 36 % an der Abflugmassenänderung hat. Für die anderen Sensitivitäten pendelt sich der Treibstoffanteil an der Gesamtmasse bei ca. 60-65 % ein.

Festzuhalten bleibt, dass die durch konfigurative Parametervariationen hervorgerufene Treibstoffmassenänderung einen erheblichen Anteil an der Gesamtmassenvarianz hat. Daraus resultieren starke absolute Massenzuwächse bzw. -abnahmen für die Gesamtkonfiguration.

Die aufgezeigten Parametervariationen beschreiben das Verhalten bei konfigurativen Änderungen im Entwurfsprozess. Allerdings unterliegt speziell der zivile Flugzeugentwurf auch Anforderungsschwankungen, die durch die unterschiedlichen Betreibergesellschaften

und die Marktentwicklung ausgelöst werden. Hierbei sind Reichweite und Nutzlast die treibenden Parameter, deren Einfluss ebenfalls beleuchtet werden muss. Dies ist auch im Hinblick auf die Familienkonzept-Strategie von Interesse, um die Einflüsse für modifizierte Konfigurationen zu bestimmen.

Zur Sicherstellung der Integration in die Flugzeugfamilie sind so wenig wie möglich konfigurative Änderungen vorzunehmen. Daher wird bei den folgenden Sensitivitätsuntersuchungen bezüglich einer Nutzlaststeigerung der Rumpfdurchmesser als konstant angenommen. Eine Volumenerhöhung zur Erzielung konstanter Nutzlastdichten erfolgt nur über das Einfügen von Rumpfsegmenten.

Abbildung 4-11 macht den Einfluss einer Reichweiten- oder Nutzlaständerung auf die Abflugmasse ersichtlich.

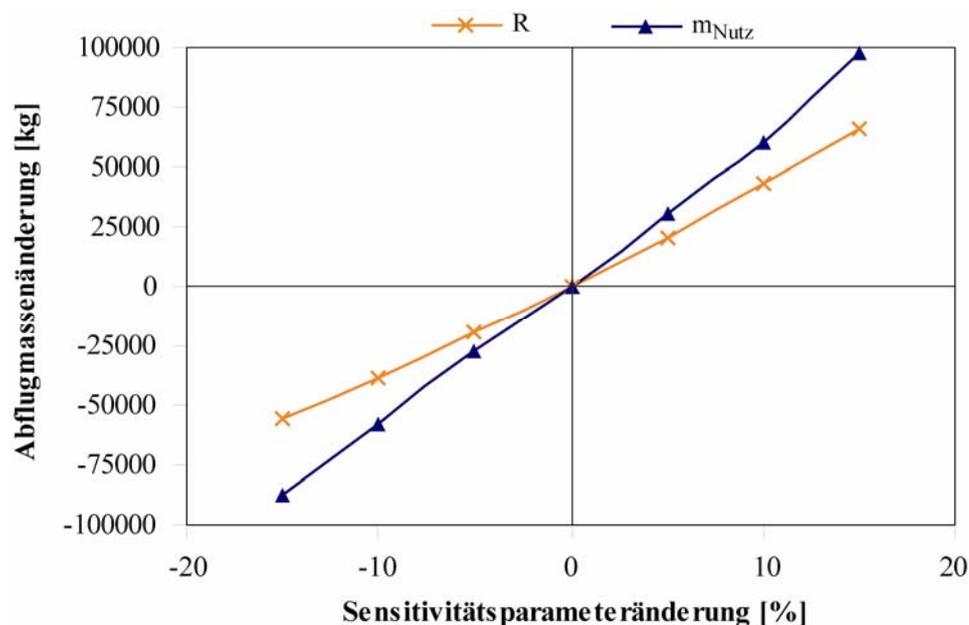


Abbildung 4-11: Abflugmassenverhalten bei Reichweiten- oder Nutzlaständerung

In diesem Fall sind beide Verläufe nahezu linear, was auf die konstant bleibenden Auslegungspunkte zurückzuführen ist. Des Weiteren liegt der Gradient für die Abflugmassenzunahme bei einer Nutzlastmassenvariation über dem einer Reichweitenänderung. Für die Nutzlastvariation ergibt sich ein Wachstumsfaktor von 3,8 kg/kg, der damit über dem Wert der Festmassenänderung liegt. Dies rührt aus dem konstanten Volumen/Nutzlast-Verhältnis her, wodurch zur eigentlichen Massenzunahme der Nutzlast noch die der Rumpfvolumenvergrößerung hinzukommt. Dieser Umstand liefert auch die Begründung, warum die Leermassenänderung bei Nutzlaststeigerung über der der Reichweitenänderung liegt. Denn die Reichweitenvariation erfordert zwar mehr Treibstoff, aber die Geometriegröße bleibt davon unberührt. Die Zunahme des Leermassenanteils liegt im Bereich um etwa 40 % der Gesamtmassenänderung.

Für die Treibstoffzunahme kehrt sich die Tendenz um, so dass jetzt der Gradient bei Nutzlastmassenzunahme geringer ausfällt. Auch hier liefert der Festmassenanteil an der Gesamtmasse wieder die Begründung für das Verhalten. Außerdem ist bei einer Reichweitensteigerung natürlich eine stärkere Treibstoffabhängigkeit zu erwarten als bei einer Nutzlaständerung.

In Bezug auf die Variation der Anforderungen bleibt noch zu erwähnen, dass diese direkten und teilweise erheblichen Einfluss auf die Wirtschaftlichkeit wie auch die Umweltfreundlichkeit haben. Eine Nutzlaststeigerung führt bezüglich des  $ECO^1$ -Faktors zu keiner merklichen Änderung. Dies lässt sich darauf zurückführen, dass die Treibstoffmassenzunahme die positive Nutzlaststeigerung kompensiert. Das Aufwand/Nutzen-Verhältnis bleibt daher nahezu konstant. Auch das Nutzlastverhältnis ändert sich kaum, da sich die Masseskalierungseffekte auf das Gesamtflugzeug in dem Variationsbereich nicht so stark bemerkbar machen.

Bei einer Reichweitenänderung fällt der Einfluss auf den  $ECO^1$ -Faktor und das Nutzlastverhältnis deutlicher aus. Beide verschlechtern sich hierbei mit zunehmender Reichweite. Dies ergibt sich daraus, dass der Treibstoffmehrbedarf das Aufwand/Nutzen-Verhältnis negativ beeinflusst. Der größere Einfluss stellt sich hierbei für das Nutzlastverhältnis ein.

Zusammenfassend bleibt für die Sensitivitäten festzuhalten, dass der steigende Treibstoffbedarf erhebliche Auswirkungen auf die absolute Gesamtmasse hat. Damit nehmen die Kosten und Umweltbelastungen deutlich zu. Auch der Lärm steigt bei Massenzunahme durch den gravierenden Mehrbedarf des Triebwerksschubes stark an.

Die Triebwerksparameter Schub und Verbrauch stellen sich als primäre Einflussfaktoren bezüglich der Massenzunahme heraus.

#### **4.2.7 Schlussfolgerungen und Konsequenzen**

Die Auslegung des Referenzkonzeptes UHCA-160 verfolgt das Ziel, eine Vergleichsbasis für weitere Konfigurationen zu schaffen. Zudem zeigt die vorangegangene Beschreibung Schwachstellen einer Kerosinversion auf, die Ansatzpunkte für Modifikationen liefern. Die Gesamtqualität des Entwurfs in Bezug auf Ökonomie und Ökologie wird nachfolgend nochmals zusammengefasst.

Augenscheinlichstes Problem sind die hohen Abflugmassen, die durch den großen Treibstoffanteil entstehen. Das sich daraus ergebende schlechte Aufwand/Nutzen-Verhältnis ist typisch für ein Kerosinflugzeug. Die Auswirkungen auf die Ökologie und Ökonomie sowie weitere Problembereiche werden anhand der Bewertungsmatrix in Tabelle 4-4 dargestellt.

Zielgruppe	Gewichtungsfaktor 1-3	Variante/Alternative	
		Beurteilungsnote 0-4	Teilzielerfüllung
Teilziel			
<b>UHCA-160</b>			
<b>Ökonomie</b>			<b>55 (76)*</b>
Treibstoffkosten	3	3	9 (12)
Wartungsaufwand	2	3	6 (8)
Gesamtsystemkomplexität	2	3	6 (8)
Reichweite bei Teilauslastung	1	4	4 (4)
Frachtraumausnutzung	2	3	6 (8)
Frachtraumflexibilität	1	4	4 (4)
Integration in Flughafeninfrastrukturen	3	2	6 (12)
Be- und Entladung	2	2	4 (8)
Familienkonzept-Strategie	2	3	6 (8)
Akzeptanz/Risiko	1	4	4 (4)
<b>Ökologie</b>			<b>3 (24)</b>
Lärmemission	3	1	3 (12)
Schadstoffemission	3	0	0 (12)
<b>Gesamtzielerfüllung</b>			<b>58 (100)</b>

(\*) Maximalpunkte bei vorgegebenen Gewichtungsfaktoren

**Tabelle 4-4: Bewertungsmatrix für das UHCA-160**

Resümee der Tabelle ist, dass die Gesamtzielerfüllung mit 58 von 100 Punkten nur leicht über dem Durchschnitt liegt. Prägend sind die deutlichen Verluste im Ökologiesektor. Die hohen Einbußen in diesem Bereich ergeben sich dabei neben der schlechten Einzelbewertung auf Grund der hoch angesetzten Teilzielgewichtung.

Die miserable Bewertung des Teilziels Schadstoffemission resultiert aus dem hohen Treibstoffbedarf und den hohen Schadstoffkonzentrationen des Kerosins. Die Senkung des Verbrauchs der Triebwerke, aerodynamische Verbesserungen und Masseneinsparungen tragen nur zu einer geringfügigen Treibstoffreduktion bzw. Schadstoffsenkung bei.

Die Betriebskosten sind hingegen trotz der enormen Treibstoffmengen wegen der relativ niedrigen Kerosinpreise als noch positiv zu bewerten. Mit einer deutlichen Verschlechterung muss aber angesichts der Verteuerung von Erdöl zukünftig gerechnet werden. Auch die Einführung von Lärm- und Emissionsabgaben führt zu weiteren Einbußen.

Eine durchschnittliche bis schlechte Bewertung in den Bereichen Integration in Infrastrukturen und Lärm beruht auf den hohen Abflugmassen. Durch sie wachsen die Dimensionen des Flugzeuges stark an die Grenzen von 80x80 m heran. Dies erschwert neben der Abfertigung an den Terminals auch die Bodenbewegungen auf den Taxi-Ways. Nicht zuletzt sind die Belastungen für das Flugfeld grenzwertig und erhöhen den Verschleiß der Start- und Landebahnen.

Die Lärmbelastung wächst durch die benötigten hohen Triebwerksschübe insbesondere beim Start stark an. Triebwerksmodifikationen -wie Chevron-Düsen- erzielen auch hier leichte Verbesserungen, aber eine bedeutende Lärmreduktion wird nicht erreicht.<sup>[78]</sup>

Hohe Bewertungen ergeben sich in den Bereichen Wartungsaufwand, Komplexität, Reichweitenleistung, Familienkonzept-Strategie und Akzeptanz. Dies liegt in der traditionellen Auslegung begründet. Die Verwendung bewährter Technologien, die lange Erfahrung im Bau solcher Flugzeuge und das „normale“ Aussehen tragen dazu bei. Die hohe Flexibilität durch einfache Umrüstung von Fracht- auf Passagier- oder Mischbetrieb fördert die Benotung zusätzlich. Auch wenn die enorme Größe gegenüber kleineren Flugzeugen auch in diesen Bereichen gewisse Defizite einbringt, ist dies die Stärke des UHCA-160.

Die weitestgehend überdurchschnittlichen Bewertungen bezüglich des Frachthandlings werden nur durch die dedizierte Frachterauslegung erreicht. Allerdings deuten sich steigende Probleme im Bereich der Be- und Entladung an, die sich aus den wachsenden Beladungshöhen ergeben.

Als Fazit ist festzuhalten, dass starke Ökologie- und Ökonomiesteigerungen durch Konfigurationsmodifikationen zu erzielen sind, auf Grund derer die Treibstoff- und Abflugmasse erheblich gesenkt wird. Technologieverbesserungen leisten hierbei lediglich kleine Beiträge, die aber einen hohen prozentualen Kostenaufwand bedeuten. Eine Hinwendung vom traditionellen Flugzeug zu unkonventionellen Konfigurationen ist daher erstrebenswert.

## 5 Konzept eines LH<sub>2</sub>-betriebenen Flugzeuges

Das vorherige Kapitel stellt deutlich heraus, dass sich die Schwachstellen einer Kerosinvariante im Wesentlichen aus den hohen Abflugmassen ergeben. Diese werden zu einem maßgeblichen Teil durch die beträchtliche Treibstoffmasse bestimmt. Auf Grund dessen ist sowohl die Wirtschaftlichkeit als auch die Umweltverträglichkeit solcher Konfigurationen zu niedrig. Deshalb muss als Ziel die Minimierung des Treibstoffanteils im Vordergrund stehen. Als mögliche Lösung bot sich schon in frühen Studien der 70er Jahre des letzten Jahrhunderts Wasserstoff als Alternativtreibstoff an, obwohl damals der Umweltgedanke noch keine tragende Rolle spielte.<sup>[14][15][16][17]</sup> Auch bei jüngsten Projekten, z.B. der europäischen „CRYOPLANE“-Studie, rückt der Wasserstoffantrieb für Flugzeuge wieder in das Zentrum der Betrachtungen.<sup>[5]</sup>

Da die Wahrscheinlichkeit des Einsatzes von wasserstoffbetriebenen Flugzeugen mittel- bis langfristig steigt, wird in diesem Kapitel die Auslegung einer solchen Konfiguration beschrieben. Dabei findet keine Verifizierung der grundsätzlichen Realisierbarkeit statt. Vielmehr sollen die Einflüsse des Wasserstoffantriebes auf die Gesamtkonfiguration herausgestellt werden, um Ansatzpunkte für synergistische Modifikationen zu ermitteln. Diese grundlegende Betrachtung ermöglicht so die Verwendung von Referenzdaten vorangegangener Studien.

Einleitend werden zunächst die physikalischen und chemischen Eigenschaften von Wasserstoff denen von Kerosin gegenübergestellt, um treibstoffbedingte Modifikationen zu erläutern. Weiterhin erfolgt eine Beschreibung der Besonderheiten des Wasserstoffantriebes und der grundlegenden Änderungen bei Integration in ein Flugzeug. Darin enthalten sind u.a. Tankberechnungen, die für weitere Untersuchungen angepasste Massedaten für das Tanksystem liefern.

Im Schwerpunkt dieses Kapitels steht die Anpassung der Gesamtkonfiguration an die gestellten Anforderungen und das neue Antriebssystem.

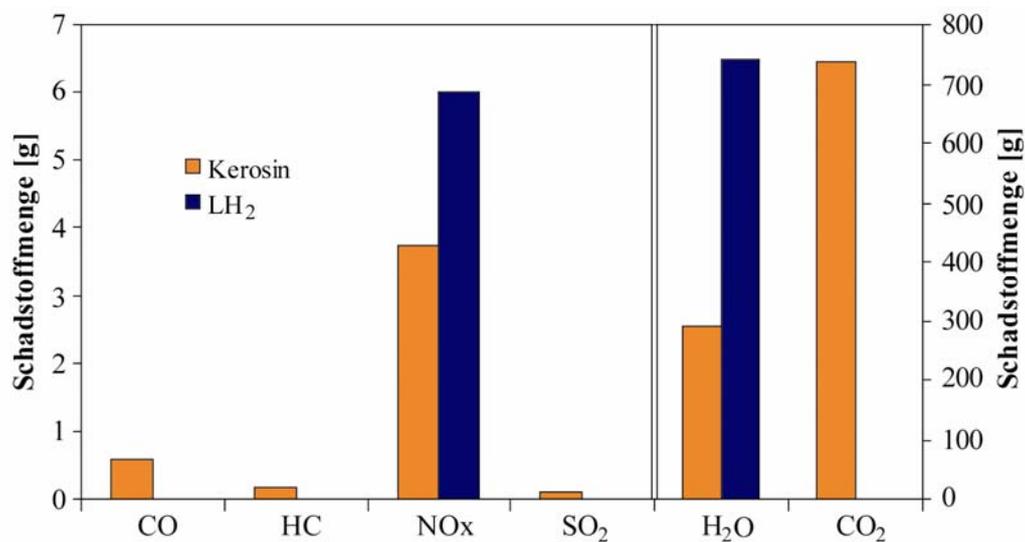
In einer abschließenden Bewertung und dem direkten Vergleich zum UHCA-160 werden dann Schlussfolgerungen für eine Konfigurationsmodifikation unter synergistischen Gesichtspunkten gezogen.

### 5.1 Flüssiger Wasserstoff im Flugzeugbau

Im Hinblick auf die bevorstehende Verknappung sowie Verteuerung fossiler Brennstoffe und wegen strengerer Umweltauflagen gewinnt Wasserstoff als Treibstoff der Zukunft auch für Flugzeuge wieder an Bedeutung. Der wachsende Einsatzbereich wird neben dem schon fast

traditionellen Einsatz in der Raumfahrt durch den Einzug in die Kraftfahrzeug- und Schiffstechnik erweitert. Letztere greifen auf Brennstoffzellen zurück, die mittels Wasserstoff die benötigte elektrische Energie erzeugen (Bsp. U-Boot-Klasse 212A der Bundesmarine). Dieses breite Einsatzspektrum offeriert einen teilweisen Technologietransfer und führt zu schnell steigender Nachfrage an Wasserstoff, so dass der ökonomische Einsatz beschleunigt wird.

Der grundsätzliche Anreiz für die Wasserstoffnutzung als Brennstoff ergibt sich aus seinem regenerativen Charakter und der umweltfreundlichen Verbrennung. Abbildung 5-1 zeigt die Schadstoffemission bei energieäquivalenter Verbrennung von flüssigem Wasserstoff und Kerosin.



**Abbildung 5-1: Schadstoffemissionen von Wasserstoff und Kerosin<sup>[57]</sup>**

Wie ersichtlich wird, entsteht im Falle des Wasserstoffs nur reines Wasser und ein bestimmter Anteil Stickoxide. Die Stickoxide erfahren allerdings mit schadstoffreduzierter Brennkammertechnik bereits heute eine erhebliche Reduktion und liegen damit auf dem Niveau der Kerosinverbrennung.<sup>[13]</sup>

Der den Treibhauseffekt fördernde Wasserdampfanteil steigt bei der Wasserstoffverbrennung zwar deutlich, fällt aber dennoch kleiner aus als die Summe von Kohlendioxid und Wasserdampf bei der Kerosinverbrennung. Wird der Wasserdampf im Wettergeschehen (Troposphäre) ausgestoßen, so regnet er ab und verweilt deutlich kürzer in der Atmosphäre als Kohlendioxid. Dies bedingt eine Reduktion der üblichen Flughöhen von derzeit 11-13 km auf etwa 8-11 km.

Ein weiterer Vorteil für die Nutzung von Wasserstoff -speziell im Flugzeugbau- ergibt sich aus der geringen Masse in Verbindung mit dem hohen spezifischen Brennwert. Ein realistischer Einsatz erfolgt dort aber auf Grund der geringen Dichte nur in flüssiger Form. Selbst flüssiger Wasserstoff weist noch eine deutlich niedrigere spezifische Masse als Kerosin auf und führt so zu einem etwa 11-fachen Volumenbedarf. Durch den erheblich höheren

massenspezifischen Brennwert von 122,9 MJ/kg und damit dem etwa 2,87-fachen Wert gegenüber Kerosin wird dieser Nachteil etwas kompensiert. Das bedeutet, dass bei einer energieäquivalenten Verbrennung die Wasserstoffmasse nur etwa 34,8 % der Kerosinmasse beträgt, aber trotzdem noch einen ca. 4,1-fachen Volumenbedarf benötigt. Dieser Aspekt und die Tatsache, dass der Wasserstoff einen kryogenen Charakter besitzt, müssen speziell bei der Tankintegration und -auslegung berücksichtigt werden.

Unter Sicherheitsaspekten ist Wasserstoff entgegen vieler Meinungen nicht gefährlicher als Kerosin einzustufen. Bei einem Unfall am Boden mit entzündetem Treibstoff ist die Gefahr eher noch niedriger einzuschätzen. Dies ergibt sich aus den geringen Ausbreitungsradien und der hohen Verbrennungsgeschwindigkeit, so dass nur eine lokal begrenzte und kurzzeitige Feuereinwirkung existiert.<sup>[17][54]</sup> Lediglich der direkte Kontakt mit Wasserstoff ist wegen der tiefen Temperaturen gefährlich, bei entsprechenden Vorsichtsmaßnahmen beim Betanken und durch sichere Tankauslegung aber nahezu auszuschließen.

Wesentlicher Nachteil und Grund für die derzeit eher langfristig gesehene Anwendung im Luftverkehr sind die hohen Kosten. Diese sind stark abhängig von der Produktionsart und der benötigten Menge. Eine sinnvolle Herstellung muss losgelöst von fossilen Energieträgern erfolgen. Da sich alternative Energien wie Sonnenenergie oder Windkraft erst langsam durchsetzen und noch kostenintensiv sind, spiegelt sich das auch in den Wasserstoffpreisen wider. Eine Verbesserung dieses Umstandes und die Verteuerung des Erdöls lassen jedoch, entgegen vergangener Prognosen, eine kurzfristige Angleichung der Preise erwarten. Aus derzeitiger Sicht müssen, je nach regenerativer Herstellungsweise, aber noch mindestens die 3-fachen Kosten pro Energieäquivalent angenommen werden. Das bedeutet, dass ein massenspezifischer Faktor von ca. 9 zu Buche schlägt.<sup>[48]</sup>

In Tabelle 5-1 sind zusammenfassend die für die Flugzeugauslegung relevanten chemischen wie auch physikalischen Eigenschaften von Wasserstoff und Kerosin aufgeführt.

Eigenschaft	Einheit	Wasserstoff	Jet-A (Kerosin)
Molekulargewicht	-	2,016	170
Dichte im flüssigen Zustand	kg/m <sup>3</sup>	70,8	827
Siedetemperatur	K	20,15	444-540
Heizwert (volumenbezogen)	MJ/m <sup>3</sup>	8695	35395
Heizwert (massenbezogen)	MJ/kg	122,8	42,8
Minimale Zündenergie	mJ	0,02	0,024
Brenngeschwindigkeit	m/s	2,65-3,25	0,37-0,43
Absenkrate des Flüssigkeits- spiegels bei Verbrennung	10 <sup>-5</sup> m/s	50-110	3,3-15

Tabelle 5-1: Eigenschaften von Wasserstoff und Kerosin<sup>[54][57]</sup>

## 5.2 Das LH<sub>2</sub>-Antriebssystem

Das Antriebssystem eines mit Wasserstoff betriebenen Flugzeuges unterscheidet sich deutlich von dem einer Kerosinkonfiguration. Der schematische Aufbau eines solchen Systems ist in Abbildung 5-2 dargestellt. <sup>[13][15]</sup>

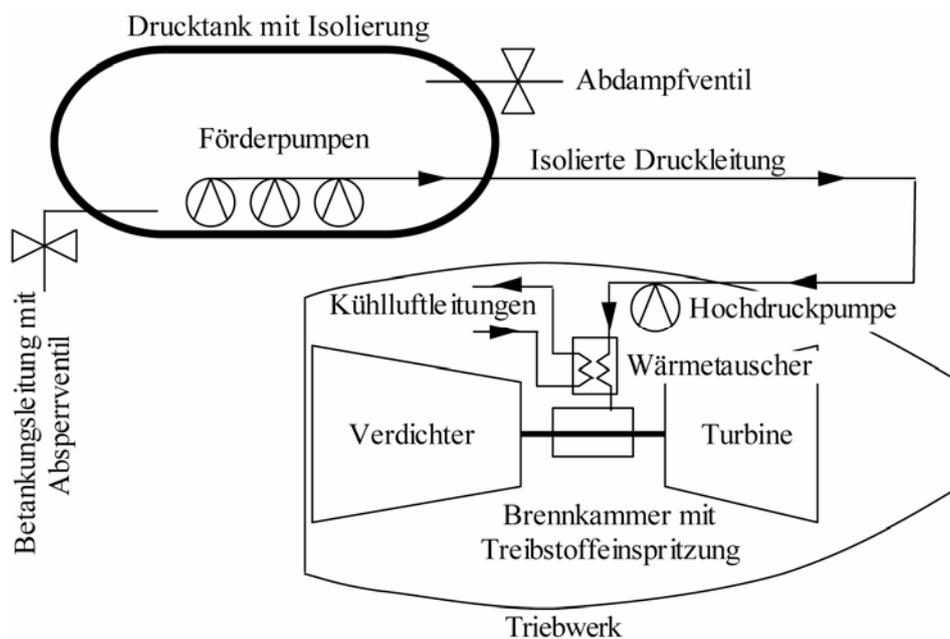


Abbildung 5-2: Schematischer Aufbau eines LH<sub>2</sub>-Antriebssystems

Nachfolgend werden die einzelnen Komponenten sowie Anforderungen und Besonderheiten näher beschrieben.

Die Lagerung des flüssigen Wasserstoffs erfolgt in isolierten Drucktanks bei etwa 22 K und einem Druck von ca. 1,5 bar. Da die Tanks den größten Einfluss auf die Gesamtkonfiguration haben, werden diese im anschließenden Kapitel detaillierter behandelt.

Mit Hilfe von Förderpumpen, die sich in den Tanks befinden, wird der Wasserstoff bei leichter Drucksteigerung durch ein Rohrleitungssystem zu den Hochdruckpumpen im Triebwerk gefördert. Die Ausführung der **Förderpumpen** erfolgt elektrisch, da sie gegenüber einer hydraulischen oder pneumatischen Versorgung leichter ist. Ein mechanischer Antrieb entfällt, da die Entfernung zu möglichen Antriebskomponenten zu groß ist. Insgesamt werden drei Pumpen pro Triebwerk vorgesehen, wobei zwei durchgehend in Betrieb sind und die dritte im Stand-By-Modus bleibt.

Die nachfolgenden **Hochdruckpumpen** sind für die Druckerhöhung auf den benötigten Einspritzdruck und die Förderung der entsprechenden Treibstoffmenge für den jeweiligen Flugzustand verantwortlich. Daher müssen sie eine große Bandbreite an Fördermengen abdecken. Auch bei den Hochdruckpumpen gibt es verschiedene Antriebsmöglichkeiten, wobei durch die triebwerksnahe Lage ein mechanischer Antrieb besonders geeignet ist. Eine Alternative bietet wegen der Einfachheit und der geringen Masse der Antrieb durch Zapflut des Verdichters.

Besondere Anforderungen werden an alle Pumpen durch tiefe Temperaturen, geringe Schmierung und niedrige Viskosität des Wasserstoffs gestellt. Außerdem haben eine hohe Lebensdauer und geringer Wartungsaufwand Priorität.

Bevor die Einspritzung des Treibstoffs in die Brennkammer erfolgt, findet eine Erwärmung in **Wärmetauschern** statt, um die Treibstofftemperatur der Verdichteraustrittstemperatur anzupassen und die Vergasung des Wasserstoffs vorzunehmen.

Die durch die Wärmetauscher abgeführte Kühlluft ermöglicht die Klimatisierung der Kabine. Das führt zu einer Einsparung an Klimakomponenten und somit zu einer Massenreduktion. Darüber hinaus bietet die abgeführte Luft die Möglichkeit der Strömungslaminarisierung einzelner Flugzeugkomponenten zur Senkung des Widerstandes.<sup>[60]</sup>

Der gezielte Einsatz der Wärmetauscher eröffnet aber auch die Verbesserung des Kreisprozesses der Triebwerke. Je nach Integrationsort greifen sie auf unterschiedliche Weise in den Kreisprozess ein, haben aber in allen Fällen die Senkung des spezifischen Verbrauchs sowie die Steigerung des Schub/Gewichts-Verhältnisses des Triebwerks zum Ziel.<sup>[63]</sup>

Eine Möglichkeit besteht in der Senkung der Verdichtereintrittstemperatur durch Einbau des Wärmetauschers zwischen Fan und Niederdruckverdichter. Dadurch wird die Verdichterleistung und als Konsequenz daraus die erforderliche Turbinenleistung gesenkt.

Eine andere Methode ist die Kühlung der Hochdruckturbinenschaufeln. Dadurch wird dem Verdichter weniger Kühlluft entzogen, so dass die Differenz dem eigentlichen Kreisprozess wieder zur Verfügung steht.

Nicht zuletzt ist der Einsatz einer Arbeitsturbine, deren Antrieb durch hochverdichteten und mittels Abgasstrahl erhitzten Treibstoff stattfindet, denkbar. Der Energiebedarf von Nebenaggregaten muss so nicht mehr durch das Triebwerk selbst zur Verfügung gestellt werden. Dieses System führt allerdings durch die zusätzliche Arbeitsturbine zu einem erheblichen Massenzuwachs.

Als letzte Option steht die reine Aufheizung des Treibstoffes durch den Abgasstrahl zur Disposition. Durch die deutlich erhöhte Treibstofftemperatur muss so durch die Verbrennung eine geringere Temperaturdifferenz erbracht werden.

Allen Varianten gemein sind die Strömungsbeeinflussungen durch die Wärmetauscher, die zu Druckverlusten führen.<sup>[63]</sup> Als bestgeeignet haben sich die Kühlung der Verdichtereintrittsluft und der Turbinenschaufeln erwiesen.<sup>[5]</sup>

Im gesamten Treibstoffkreislauf erfolgt die Förderung des Wasserstoffs durch isolierte **Druckleitungen**. Dafür stehen Vakuumisolierungen und/oder Isolierungen mit festen Schaumstoffen zur Auswahl. Um den Forderungen nach geringen Wärmeverlusten bei gleichzeitig hoher Sicherheit und Wartungsfreundlichkeit sowie geringer Komplexität und Kosten nachzukommen, ist die Schaumstoffisolierung zu bevorzugen. Ein grundsätzliches Problem ergibt sich aus den großen Temperaturschwankungen der Leitungen, die zum Ausdehnen oder Zusammenziehen führen. Dies stellt insbesondere für Kupplungen und Dichtungssysteme eine besondere Herausforderung dar. Zur Minimierung der Wärmeverluste und der Masse sind die Leitungen zwischen Tanks und Triebwerken möglichst kurz zu halten.

Die Modifikationen am Triebwerk beinhalten neben den erwähnten Wärmetauschern und den Hochdruckpumpen ein neues Brennstoffeinspritzsystem und eine veränderte Brennkammer. Die schnellere Vermischung des Treibstoffes mit der Luft lässt eine Verkürzung der Brennkammer zu. Dieser Raumgewinn wird aber durch andere Zusatzkomponenten wieder aufgezehrt, so dass sich die Triebwerksgröße kaum von den Dimensionen der Kerosinmodelle unterscheidet.

Neben den aufgeführten Hauptkomponenten beinhaltet das Antriebssystem noch Überdruckventile zur Druckregulierung in den Tanks, ein Betankungssystem mit Rückführung von verdampftem Wasserstoff und einige sicherheitsrelevante Kontrolleinrichtungen.

### 5.2.1 Die Drucktanks

Wie zuvor beschrieben, erfolgt die Lagerung des kryogenen Wasserstoffs in Drucktanks. Wegen des 4-fachen Volumenbedarfs gegenüber Kerosin ist die Tankunterbringung im Rumpf unumgänglich. Gerade für Großraum-Flugzeuge mit sehr hohem Treibstoffbedarf scheiden interne wie auch externe Flügeltanks aus. Letztere haben im Übrigen durch die kleinen Durchmesser ein schlechtes O/V-Verhältnis, was zu hohen Verdampfungsverlusten führt und die Gefahr des Gefrierens der Luftfeuchtigkeit an der Tank-/Flügelaußenhaut in sich birgt. Des Weiteren erhöhen externe Tanks die bespülte Oberfläche des Flugzeugs stark und steigern so den Widerstand.

Für die Rumpfunterbringung bietet sich die integrale wie auch die nicht-integrale Form an. Bei integraler Bauweise nimmt die Tankstruktur gleichzeitig die Kräfte des Rumpfes auf, so dass sich für die Tank-Rumpf-Kombination eine Massensparnis ergibt. Ferner verbessert sich der Volumenausnutzungsgrad gegenüber den nicht-integralen Tanks. Diese Bauart empfiehlt sich allerdings nur, wenn der Tank den gesamten Rumpfdurchmesser in Anspruch nehmen darf.

Die nicht-integrale Bauweise zeichnet sich durch deren Unabhängigkeit von der Rumpfstruktur aus. Lediglich durch die isolierten Aufhängungen wird eine Verbindung zwischen Tank und Rumpf hergestellt.

Für die Isolierung steht eine aktive oder auch passive Variante zur Verfügung. Bei der aktiven Isolierung werden Pumpen benötigt, die ein Vakuum erzeugen oder ein Schutzgas in die Isolierschicht drücken. Dies führt zu einem zusätzlichen Energiebedarf und stellt eine erhöhte Gefahr im Falle einer Beschädigung dar.

Demgegenüber werden bei der passiven Isolierung z.B. feste Schaumstoffe verwendet, die das Sicherheitsrisiko senken, jedoch die Masse steigern.

Grundsätzlich muss bei der Wahl einer geeigneten Isolierung ein Kompromiss aus Masse, Kosten, Sicherheit und Wartung getroffen werden. Polyurethanschaum kristallisiert sich unter allen Gesichtspunkten als eine der geeignetsten Isolierungsvarianten heraus.<sup>[14]</sup>

Im Weiteren erfolgt eine strukturmechanische und thermodynamische Tankauslegung, die für spätere Masseberechnungen die Datenbasis darstellt.<sup>[68]</sup> Dazu werden vereinfachend zylindrische, nicht-integrale Tanks mit Halbkugelendkappen und einer festen Polyurethanisolierung herangezogen. Der schlechte Volumenausnutzungsgrad der Halbkugelendkappen verbessert sich durch Verwendung von Klöpperböden.

Der strukturmechanischen Berechnung liegt die Annahme eines Lagerdrucks von 1,5 bar zu Grunde. Damit lässt sich für eine gewünschte Flughöhe die relevante Druckdifferenz berechnen.

Die Wandstärke der Tanks und damit deren Masse nimmt mit steigender Flughöhe nahezu linear zu. Mit der für den Wasserstoffbetrieb notwendigen Senkung der maximalen Flughöhe von etwa 13000 m (42650 ft) auf 11000 m (36090 ft) ist so eine Massenreduktion von ca. 9 % erzielbar. Da sowohl die Strukturmasse der Tanks als auch das nutzbare Volumen nahezu quadratisch mit dem Durchmesser zunehmen, liegt für eine entsprechende Flughöhe ein konstantes Masse/Volumen-Verhältnis vor. Die oberflächenbezogenen Einheitsmassen nehmen hingegen linear mit dem Durchmesser zu (Abbildung 5-3).

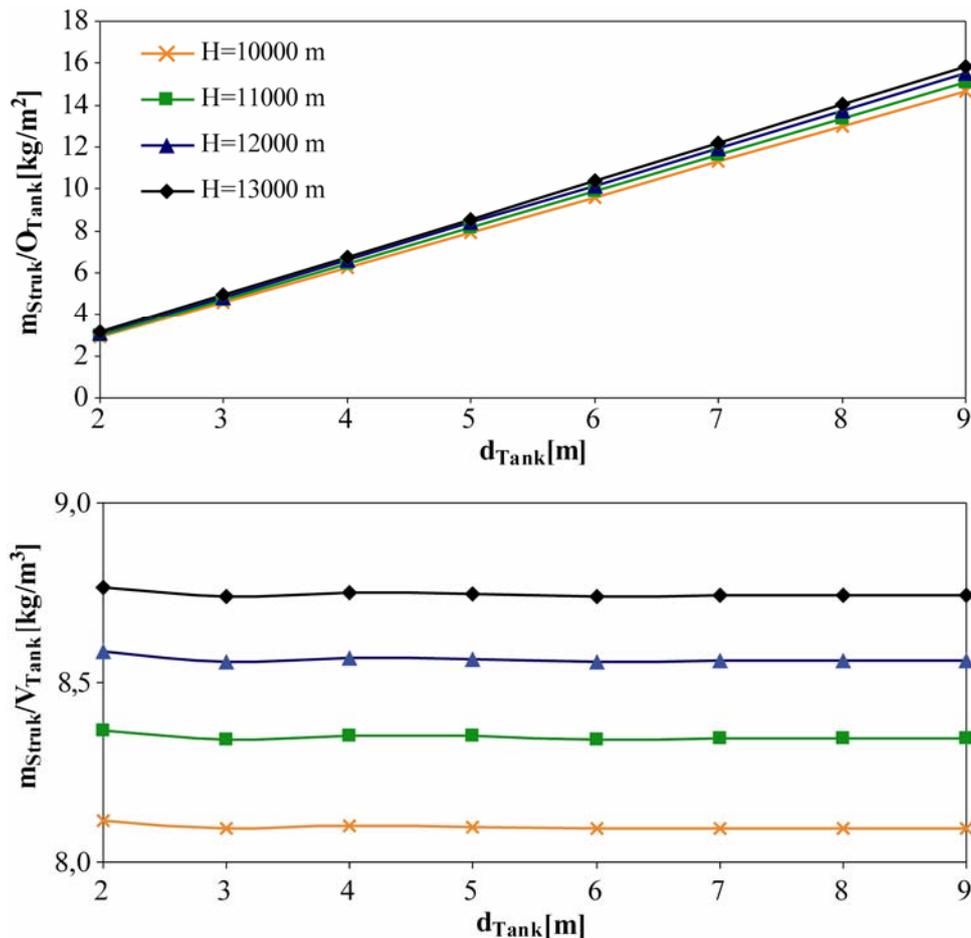


Abbildung 5-3: Struktur-Einheitsmassen der Drucktanks

Eine umgekehrte Tendenz lässt sich für die Isolierung erkennen. Da die Isolierungsmasse bei konstanter Dicke linear mit dem Durchmesser wächst, ergeben sich konstante Masse/Oberflächen-Verhältnisse. Indessen stellt sich für die volumenbezogene Masse jetzt eine Abhängigkeit von  $1/d_{Tank}$  ein (Abbildung 5-4).

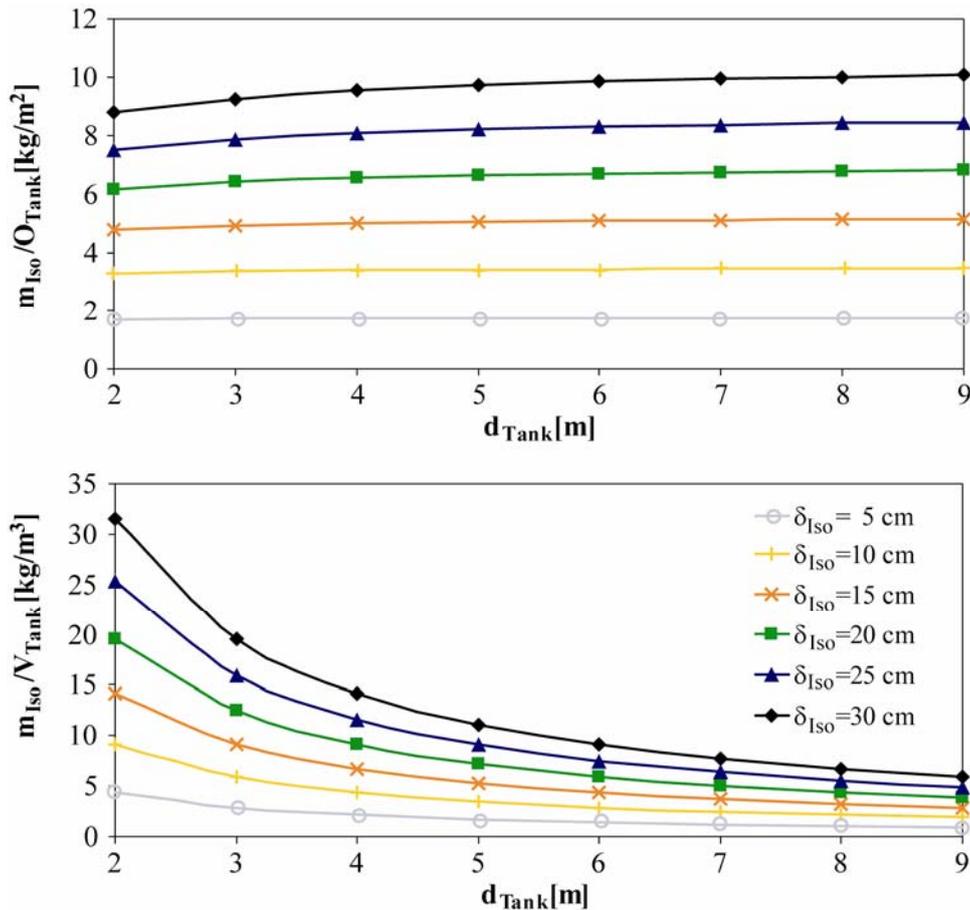


Abbildung 5-4: Isolations-Einheitsmassen der Drucktanks

Um nun eine bestmögliche Tankauslegung zu erzielen, muss die optimale Isolierungsdicke bestimmt werden. Dazu wird die verdampfende Wasserstoffmasse für die geforderte Auslegungsmission betrachtet. Diese Menge ist neben den geometrischen Größen Durchmesser und Isolierungsdicke von der flughöhenabhängigen Außentemperatur, der Flugdauer und der Wärmeübergangszahl des Isolationsstoffes abhängig.

Während mit zunehmender Isolationsdicke die verdampfende Wasserstoffmasse abnimmt, steigt die Masse der Tankisolierung. Auf Grund dieser Gegenläufigkeit muss im Sinne einer Massenminimierung das Optimum (Gleichung 5-1) für die Summe aus beidem gefunden werden.

**Gleichung 5-1:**

$$\frac{d(m_{\text{Iso}} + m_{\text{LH}_2})}{d(\delta_{\text{Iso}})} = 0$$

Die sich daraus ergebene Isolationsdicke stellt in erster Näherung (Wärmeübergangskoeffizient  $\alpha_i=0$ ) nur noch eine funktionale Abhängigkeit von Flugdauer, Wärmeübergangszahl und Dichte des Isolationswerkstoffes und nicht mehr vom Durchmesser dar. Eine Anpassung der massenoptimierten Isolationsdicke mittels Referenzdaten ermöglicht mit ausreichender Genauigkeit nachfolgende Gleichung 5-2.

**Gleichung 5-2:**

$$\delta_{\text{Iso}}|_{\text{neu}} \propto \delta_{\text{Iso}}|_{\text{alt}} \sqrt{\frac{\left(t_{\text{Flug}} \cdot \lambda_{\text{Iso}}\right)_{\text{neu}} \cdot \rho_{\text{Iso}}|_{\text{alt}}}{\left(t_{\text{Flug}} \cdot \lambda_{\text{Iso}}\right)_{\text{alt}} \cdot \rho_{\text{Iso}}|_{\text{neu}}}}$$

Im Sinne einer kostenoptimierten Tankauslegung müssen allerdings in der Regel dickere Isolationen angesetzt werden. Dies ergibt sich daraus, dass die verdampfende Wasserstoffmenge gegenüber der höheren Tankstrukturmasse einen größeren Einfluss auf die direkten operationellen Kosten besitzt. Für weitere Berechnungen wird daher eine Isolationsdicke von 16 cm angenommen.<sup>[14]</sup>

Aus den festgelegten Werten für die maximale Flughöhe und die optimierte Isolationsstärke ergeben sich für spätere Massenberechnungen der Tanks aus den Diagrammen Werte von  $m_{\text{Struk}}/V_{\text{Tank}}=8,4 \text{ kg/m}^3$  und  $m_{\text{Iso}}/O_{\text{Tank}}=5,4 \text{ kg/m}^2$ .

### 5.3 Das LH<sub>2</sub>-Konzept ECOA-160

Der folgende Abschnitt beschreibt die Anpassung der mit **ECOA-160** (ecological and economical aircraft) bezeichneten Konfiguration auf den Betrieb mit Wasserstoff. Neben den Missionsforderungen werden auch alle grundsätzlichen Auslegungsparameter zur besseren Vergleichbarkeit von der Kerosinversion übernommen.

Die der Optimierung nachgestellte Analyse erfolgt wiederum durch Detailbetrachtung der Bereiche Struktur, Aerodynamik, Antrieb und Flugleistungen. Der direkte Vergleich zur Kerosinvariante ermöglicht neben dem Herausstellen alter Schwachstellen auch die Lokalisierung neuer Problembereiche, die auf die Umrüstung zurückzuführen sind.

#### 5.3.1 Geometrieanpassung und allgemeine konfigurative Merkmale

Wie auch bei der Kerosinversion konzentriert sich die geometrische Anpassung auf die Rumpfmodifikation. Diesmal ergibt sich diese allerdings nicht aus der Nutzlastforderung, sondern als Folge der Tankintegration.

Die Lagerung des Treibstoffs erfolgt in **Rumpftanks**, die wegen des etwa 4-fachen Volumenbedarfs die Rumpfgröße erheblich beeinflussen. Um der Forderung nach einem minimalen O/V-Verhältnis nachzukommen, werden diese über den gesamten Rumpfquerschnitt ausgelehnt. Dies bietet zudem den Vorteil, die Tanks in die Rumpfstruktur zu integrieren, was eine Massensparnis für die Tank- und Rumpfsegmentmasse von bis zu 10 % ermöglicht.<sup>[14]</sup>

Zur besseren Volumenausnutzung des für Fracht suboptimal verwendbaren Heckkonus wird dort der hintere Tank implementiert.

Um das fehlende Treibstoffvolumen zu decken, erfolgt der Einbau eines weiteren Tanks in den zylindrischen Teil des Rumpfes. Die Positionierung als zentraler Tank im Bereich der Flügeldurchführung scheidet aus mehreren Gründen aus. Zum einen nimmt die Flügelrumpfdurchführung bereits einen Teil des Raumes ein, so dass nicht der gesamte Querschnitt durch den Tank nutzbar ist. Zum anderen wird der Frachtraum in ein vorderes und hinteres Abteil unterteilt. Das erschwert die Be- und Entladung. Des Weiteren liefert ein zentraler Tank einen geringeren Beitrag, um die durch den Hecktank hervorgerufene rückwärtige Schwerpunktverlagerung auszugleichen.

Aus den genannten Gründen findet die Unterbringung des zweiten Tanks im vorderen Bereich des Flugzeuges direkt hinter dem Cockpit statt. Die Volumina der beiden Tanks werden nahezu gleich gewählt, um eine minimale Schwerpunktwanderung während des Fluges zu erzielen.

Anders als bei der Kerosinauslegung stehen das Fracht- und Tankvolumen beim ECOA-160 in direktem Zusammenhang. Daher ist der **Rumpfdurchmesser** so groß zu wählen, dass unter Beachtung des Rumpflängenlimits eine ausreichende Treibstoffkapazität bereit steht. Dies muss in Übereinstimmung mit den aus Nutzlastsicht zweckmäßigen Durchmessern erfolgen. Für den ECOA-160 ergibt sich somit ein Rumpfdurchmesser von 9,1 m, der damit bereits an die maximal zulässige Bauhöhe stößt.

Der Frachtraum ist weiterhin in zwei Hauptdecks und ein Unterdeck geteilt. Die Frachtanordnung ist in [Abbildung 5-5](#) dargestellt.

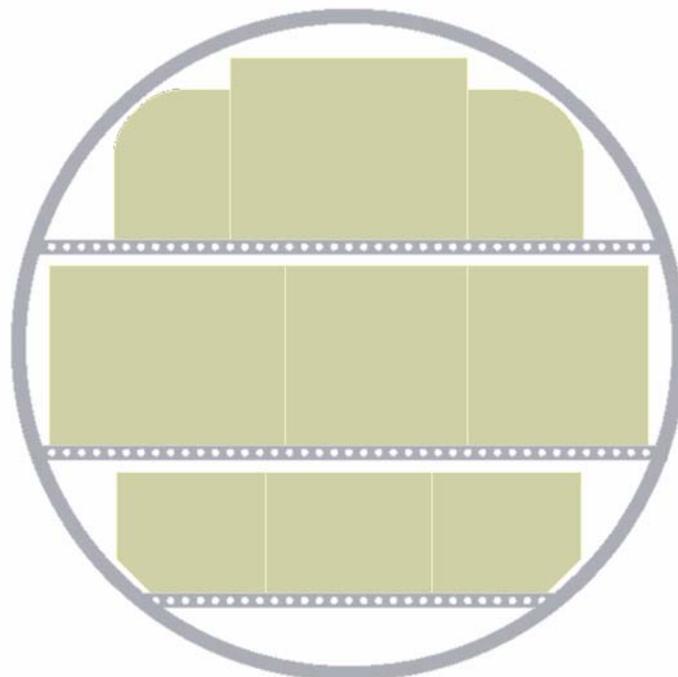


Abbildung 5-5: Frachtcontaineranordnung des ECOA-160

Das untere Deck ist durch die Flügeldurchführung weiterhin in einen vorderen und hinteren Frachtraum geteilt. Beide Abschnitte sind in dreireihiger Anordnung mit LD3- und AAP-Containern ausgeführt. Das vordere Abteil erstreckt sich über 9,6 m, das hintere über 12,8 m. Damit bietet das untere Deck ein Gesamtvolumen von 170 m<sup>3</sup>.

Auf dem Hauptdeck wird die Fracht mittels AMA-Luftfrachtcontainern verstaut. Die Anordnung ist dreireihig mit einer Gesamtbreite von 8,2 m und einer Länge von 32,5 m. Damit nehmen die insgesamt 33 Container ein Gesamtvolumen von 495 m<sup>3</sup> ein.

Die Beladung des oberen Decks erfolgt mit AYY- und AMA-Containern, so dass es ein Volumen von 342 m<sup>3</sup> bietet. Das Frachtvolumen summiert sich so auf insgesamt 1040 m<sup>3</sup>, was bei einer Nutzlast von 160 to ein Volumen/Nutzlast-Verhältnis von 6,3 m<sup>3</sup>/to ergibt. Die Flächenausnutzung des Frachtraumquerschnittes steigt gegenüber der Kerosinvariante wegen des größeren Rumpfdurchmessers und der damit besseren Containerintegration um fast 10 % auf etwa 75 %.

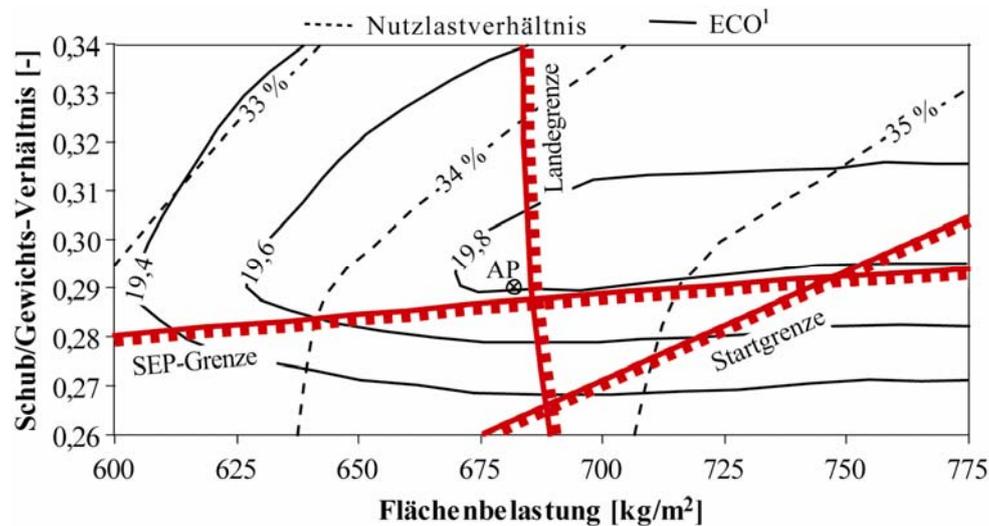
Die **Be- und Entladung** erfolgt nur über seitliche Ladetore. Eine Bugladeklappe ist auf Grund des vorderen Tanks nicht realisierbar. Die Anordnung der seitlichen Ladetore unterscheidet sich nicht von der des UHCA-160, allerdings liegen diese wegen des kurzen Laderaums sehr nah am Flügel. Die Verkürzung ist auf die großen Rumpfdurchmesser zurückzuführen, die zudem bei weiterhin nahezu symmetrischer Anordnung der Frachtdecks zu größeren Beladungshöhen führen. Diese steigen für das obere Deck sogar auf über 9 m, womit sich die Beladung gegenüber der Kerosinversion als noch etwas schwieriger darstellt.

Alle anderen Baugruppen werden sowohl in Ausführung als auch Anordnung vom UHCA-160 übernommen. Für das Fahrwerk reicht wegen der reduzierten Flugzeugmasse eine verminderte Anzahl an Rädern aus, um die zulässigen Fahrbahnbelastungswerte einzuhalten. Des Weiteren entfällt der Trimmtank im Höhenleitwerk, da dessen Funktion über den Hecktank realisiert wird.

### 5.3.2 Missionsanpassung und Optimierung

Die grundsätzliche Vorgehensweise bei der Optimierung des ECOA-160 unterscheidet sich nicht von der der Kerosinvariante. Lediglich die Rumpfskaliermethode wird modifiziert. Während der Rumpf des UHCA-160 bei der Anpassung an die Entwurfsmission konstant bleibt, ist er für den Wasserstoffbetrieb variabel. Dies ist auf die Tankvariation zur Treibstoffanpassung zurückzuführen. Um weiterhin eine optimale Frachtraumausnutzung zu gewährleisten, wird der Rumpfdurchmesser allerdings konstant gehalten und eine Kapazitätssteigerung nur über die Rumpflverlängerung zugelassen. Dabei muss beachtet werden, dass keine Überschreitung des Längenlimits von 80 m stattfindet.

Das Ergebnis der Variation von Flächenbelastung und Schub/Gewichts-Verhältnis zeigt Abbildung 5-6.



**Abbildung 5-6: Auslegungsdiagramm des ECOA-160**

Im abgebildeten Auslegungsdiagramm sind die Randbedingungen der Optimierung, die ECO<sup>1</sup>-Scharverläufe und Kurven konstanter Nutzlastverhältnisse aufgetragen. Allerdings ist die Spannweitenbegrenzung diesmal bei niedrigeren Flächenbelastungen (<570 kg/m<sup>2</sup>) zu lokalisieren, so dass sie außerhalb des betrachteten Bereiches liegt. Dies ergibt sich aus den stark gesunkenen Abflugmassen, die kleinere Flügelflächen erfordern und so bei gleichbleibender Streckung zu reduzierten Spannweiten führen.

Besondere Beachtung bei der Wasserstoffvariante ist der Landegrenze zu schenken. Wie zu erkennen ist, wandert diese zu sehr geringen Startflächenbelastungen. Das ergibt sich trotz des fast identischen Hochauftriebs und damit derselben Landeflächenbelastung sowie identischer Verzögerungswerte. Grund hierfür ist das gestiegene Verhältnis zwischen Lande- und Abflugmasse (86 % gegenüber 75 %).

Zu wesentlich höheren Schub/Gewichts-Verhältnissen ist die SEP-Grenze von 2,54 m/s verschoben, was auf den größeren Nullwiderstandsbeitrag zurückzuführen ist. Deshalb findet auch eine leichte Parallelverschiebung der Startgrenze zu größeren Schub/Gewichts-Verhältnissen statt.

Wie an den ECO<sup>1</sup>-Scharverläufen zu erkennen ist, kristallisiert sich gegenüber der Kerosinversion diesmal ein absolutes Optimum heraus. Dies folgt aus dem Erreichen des globalen Treibstoffminimums. Unter Vernachlässigung der Landegrenze liegt der Auslegungspunkt des ECOA-160 bei einer Flächenbelastung von 750 kg/m<sup>2</sup> und einem Schub/Gewichts-Verhältnis von 0,295. Dieser Auslegungspunkt ergibt sich als Kompromiss zwischen optimalem ECO<sup>1</sup>-Wert und einem möglichst kleinen Triebwerk.

Wird nun auf die Landegrenze Bezug genommen, so bleibt das Optimum unerreicht. Der Auslegungspunkt verschiebt sich zu deutlich geringeren Flächenbelastungen. Er ist bei  $m_A/S_{Ref}=680 \text{ kg/m}^2$  und  $F_{max}/G_A=0,29$  zu lokalisieren. Das Nutzlastverhältnis verschlechtert sich so von 35,5 % auf 34,5 %. Absolut bedeutet dies eine Zunahme der Abflugmasse von etwa 10 to. Die Treibstoffunterschiede sind fast unmerklich, was zu etwa gleichen ECO<sup>1</sup>-Werten führt. Die absoluten ECO<sup>1</sup>-Werte sind wegen des stark gesenkten Treibstoffverbrauchs etwa dreimal größer als beim UHCA-160. Kostenbezogen bedeutet dies allerdings keine Ersparnis, da die massenspezifischen Kosten für Wasserstoff etwa 9 mal höher sind. Jedoch ergibt sich wegen geringerer Schadstoffe im Treibstoff ein erheblicher Ökologievorteil (vergleiche Abbildung 5-1). Der Schubüberschuss im Reiseflug fällt im Auslegungspunkt deutlich niedriger aus als bei der Kerosinvariante, was eine angemessenere Triebwerksdimensionierung bedeutet.

Einer Erhöhung der Ökonomie steht hier also in erster Linie die Landegrenze im Wege. Um die Verlagerung derselben zu erzielen, ist der Einsatz eines verbesserten Hochauftriebssystems erforderlich. Dies führt zudem zur positiven Verschiebung der Startgrenze. Allerdings hat die Senkung der Startgrenze für das ECOA-160 einen geringeren Einfluss auf die Ökologie- und Ökonomiesteigerung als im Kerosinfall, denn die minimalen Schub/Gewichts-Verhältnisse werden jetzt durch die SEP-Forderung beschränkt.

Für den Auslegungspunkt ergeben sich die in Tabelle 5-2 zusammengefassten geometrischen Daten der Konfiguration. Denen gegenübergestellt sind die Werte des optimierten UHCA-160.

Bezeichnung	Parameter	Einheit	ECOA-160	UHCA-160
Flächenbelastung	$m_A/S_{Ref}$	kg/m <sup>2</sup>	680	750
Schub/Gewichts-Verhältnis	$F_{max}/G_A$	-	0,29	0,28
Spannweite	b	m	70,2	75,6
Höhe	h	m	23,5	21,2
Länge	l	m	77,1	74,5
Referenzfläche	$S_{Ref}$	m <sup>2</sup>	680	788
Flügelstreckung	$\Lambda$	-	7,25	7,25
Flügelpfeilung	$\varphi$	°	34	34
Rumpfbreite	$b_R$	m	9,1	7,8
Rumpfhöhe	$h_R$	m	9,1	7,8
Rumpflänge	$l_R$	m	73,2	71
Rumpfvolumen	$V_R$	m <sup>3</sup>	3630	2630
Nutzlastvolumen	$V_{Nutz}$	m <sup>3</sup>	1007	1000
Treibstoffvolumen (Rumpf)	$V_{Treib}$	m <sup>3</sup>	950	-
Benetzte Oberfläche	$O_{wet}$	m <sup>2</sup>	3690	3640

**Tabelle 5-2: Vergleich der technischen Daten von ECOA-160 und UHCA-160**

Es zeigt sich, dass auf Grund der reduzierten Abflugmasse die Spannweite deutlich kleiner als beim UHCA-160 ausfällt. So wäre eine Erhöhung der Streckung zur Minderung des Treibstoffbedarfs möglich. Hier muss allerdings ein Trade zwischen Treibstoffreduktion und Flügelstrukturmassenerhöhung durchgeführt werden.

Die Höhe und die Länge des Flugzeuges sind sichtbar gewachsen, was auf den zusätzlichen Volumenbedarf für die Treibstoffunterbringung zurückzuführen ist. Die Größe des vorderen Treibstofftanks beträgt 530 m<sup>3</sup>, die des hinteren 420 m<sup>3</sup>.

### 5.3.3 Struktur und Massen

Bei der Massenberechnung werden die für die Kerosinversion angenommenen Margen veranschlagt, da die Abflugmassen noch deutlich über den Maximalwerten der Statistikdaten liegen. Bei Berechnung des Kraftstoffsystems finden die im vorherigen Kapitel ermittelten Einheitsmassen Verwendung.

Die Optimierung des ECOA-160 liefert eine Abflugmasse von etwa 463 to. Gegenüber dem UHCA-160 ist dies eine Reduktion von knapp 130 to, was eine markante Senkung der Start- und Landegebühren bedeutet.

Die geringe Startmasse ist auf den auf ein Drittel gesunkenen Treibstoffanteil zurückzuführen. Dieser macht mit ca. 67 to nur noch 14,5 % der Abflugmasse aus. Daraus resultiert eine deutliche Steigerung des Nutzlastanteils auf mehr als 34,5 %. Damit verbessert sich das Aufwand/Nutzen-Verhältnis gegenüber der Kerosinversion wesentlich. Allerdings steigt die relative Leermasse an, da unter anderem die Tankstruktur und das Kraftstoffversorgungssystem schwerer ausfallen als bei einem Kerosinflugzeug. Während die Abflugmasse um mehr als 20 % sinkt, ist eine Leermassenminderung von gerade einmal 5 % zu verzeichnen. So verbessert sich der Produktionskostenaufwand nicht gravierend, was zusätzlich durch die erhöhte Komplexität des Kraftstoffversorgungssystems verhindert wird.

Die Gruppenmasse-Aufstellung des ECOA-160 ist in Tabelle 5-3 aufgeführt.

<b>Gruppenmasse-Aufstellung gekürzte Fassung Starrflügelflugzeuge ECO A-160</b>			
<b>Massehauptgruppe</b>			
Baugruppe	<b>m [kg]</b>	<b>m/m<sub>A</sub> [%]</b>	<b>m/m<sub>L</sub> [%]</b>
<b>Struktur</b>	<b>163752</b>	<b>35,4</b>	<b>69,6</b>
Tragwerk	66408	14,4	28,2
Höhenleitwerk	4009	0,9	1,7
Seitenleitwerk	2187	0,5	0,9
Stabilisierungsflosse	0	0,0	0,0
Rumpfwerk	63662	13,8	27,1
Bugfahrwerk	2789	0,6	1,2
Hauptfahrwerk	15806	3,4	6,7
Fahrwerksgondel	0	0,0	0,0
Triebwerkseinbau und Gondel	8891	1,9	3,8
Lufttritt	0	0,0	0,0
<b>Antriebsanlage</b>	<b>36454</b>	<b>7,9</b>	<b>15,5</b>
Triebwerk	22401	4,8	9,5
Hilfsgerätegetriebe und -antriebe	0	0,0	0,0
Gasaustrittsanlage	0	0,0	0,0
Schmierstoffanlage	715	0,2	0,3
Gesamtschmierstoff	200	0,0	0,1
Kraftstoffanlage	12915	2,8	5,5
Kraftstoffreste	100	0,0	0,0
Triebwerksbedienanlage	123	0,0	0,1
Anlassanlage	0	0,0	0,0
<b>Standardausrüstung</b>	<b>16015</b>	<b>3,5</b>	<b>6,8</b>
Steuerungsanlage	0	0,0	0,0
Hilfstriebwerksanlage (APU)	310	0,1	0,1
Instrumentenanlage	0	0,0	0,0
Hydraulische und pneumatische Anlage	3905	0,8	1,7
Elektrische Anlage	2213	0,5	0,9
Elektronische Anlage	2235	0,5	1,0
Bewaffnungsanlage	0	0,0	0,0
Ausstattung und Einrichtung	2385	0,5	1,0
Integriertes Absetz- und Ladesystem	0	0,0	0,0
Klimaanlage	2579	0,6	1,1
Enteisungsanlage	2388	0,5	1,0
Hilfsausrüstung	0	0,0	0,0
<b>Masseabweichungen</b>	<b>18915</b>	<b>4,1</b>	<b>8,0</b>
<b>Leermasse</b>	<b>235136</b>	<b>50,8</b>	<b>-</b>
Besatzung und Dienstlast	170	0,0	-
<b>Nutzlast</b>	<b>160000</b>	<b>34,6</b>	<b>-</b>
<b>Leertankmasse</b>	<b>395306</b>	<b>85,5</b>	<b>-</b>
<b>Kraftstoff</b>	<b>67272</b>	<b>14,5</b>	<b>-</b>
<b>Startmasse</b>	<b>462578</b>	<b>-</b>	<b>-</b>

Tabelle 5-3: Gruppenmasse-Aufstellung des ECOA-160

Die Tabelle zeigt, dass die Baugruppenmassen bis auf zwei Ausnahmen gegenüber der Kerosinvariante sinken. Lediglich der Rumpf und das Kraftstoffversorgungssystem erfahren einen Massenzuwachs.

Die Zunahme beim Kraftstoffsystem ist auf die bereits erwähnte schwerere Tankstruktur zurückzuführen.

Der Rumpf hat mit etwa 27 % neben dem Tragwerk den größten Anteil an der Leermasse. Das ergibt sich aus dem deutlich gestiegenen Volumenbedarf durch die Tankunterbringung. Die volumenbezogene Masse verbessert sich allerdings leicht. Dies ist auf den größeren Rumpfdurchmesser zurückzuführen, der ein besseres Widerstandsmoment gegen Biegung und ein geringeres O/V-Verhältnis liefert. Außerdem fallen wegen der kleineren Abflugmasse die in den Rumpf eingeleiteten maximalen Biegemomente durch Flügel und Leitwerke geringer aus.

Trotz der Abnahme der absoluten Massen erfahren einige Baugruppen gegenüber einer Kerosinvariante eine relative Massenzunahme, die auf Kosten des Nutzlastverhältnisses geht. Geringe Verluste im Nutzlastverhältnis werden durch die relativ gewachsenen Triebwerke hervorgerufen. Die Vergrößerung resultiert aus dem leicht gestiegenen Schub/Gewichts-Verhältnis auf Grund des höheren Nullwiderstands. Dies wirkt sich weiterhin auf die Gondeln und Pylone aus.

Ein weiterer Zuwachs stellt sich durch die Erhöhung der relativen Seitenleitwerksfläche ein, die sich aus dem größeren Anteil der destabilisierenden Rumpfsseitenfläche vor dem Schwerpunkt ergibt.

Neben diesen eher kleinen Auswirkungen auf die relativen Baugruppenmassen ist durch die Umrüstung jedoch ein erheblicher Einfluss auf die Flügelstrukturmasse zu erkennen. Wie sich bei der Kerosinvariante herauskristallisiert hat, stellt die Abflugmasse einen treibenden Faktor für die Flügelmasse dar. Obwohl die Startmasse nun deutlich gesunken ist, resultiert für die relative Strukturmasse des Flügels allerdings keine (wie das Wurzelkubikgesetz zunächst prognostiziert) nennenswerte Verbesserung. Dies ist darauf zurückzuführen, dass der Flügel keine Entlastung durch den Treibstoff mehr erfährt. Die Entlastung der Flügelstruktur durch die geringere Abflugmasse und die höhere Belastung durch die „Trocken“-Auslegung des Flügels wirken also entgegen. Dieser Umstand wird nachstehend näher erläutert.

Zur Untersuchung dieses Einflusses eignen sich keine statistischen Daten oder auf diesen basierende Masseberechnungsformeln, da in den Referenzdaten nur eine „Nass“-Auslegung des Flügels berücksichtigt wird. Aus diesem Grund erfolgt die Ermittlung der Flügelmasse mit einem analytischen Balkenmodell (WING-WEIGHT).<sup>[10][23][49][50]</sup> Dieses berücksichtigt die in den Flügel eingeleiteten Kräfte durch Auftriebsverteilung, Triebwerksanbringung und Treibstoffunterbringung sowie die tatsächliche strukturelle Spannweite. Durch Verifizierung und Ermittlung eines Korrekturfaktors mit vorhandenen Referenzdaten lässt sich so eine genaue Massenberechnung durchführen.

Um nun die Auswirkungen der „Trocken“-Auslegung auf die relative Flügelstrukturmasse zu verdeutlichen, wird ein theoretischer Ansatz gewählt. Mit Hilfe der ermittelten Wachstums-

faktoren des UHCA-160 errechnet sich die Flügelmasse für eine skalierte Kerosinversion mit einer verminderten Abflugmasse von 463 to und entsprechender Kraftstoffmasse (ca. 151,5 to). Dann wird der gleiche Flügel ohne Treibstoffentlastung (Fall bei Wasserstoffbetrieb) berechnet und mit dem der Kerosinkonfiguration verglichen (Abbildung 5-7). Die Gegenüberstellung ist nur bezüglich der Flügelstrukturmasse gültig und rein theoretischer Natur, da die skalierte Kerosinversion eine geminderte Nutzlastkapazität aufweist.

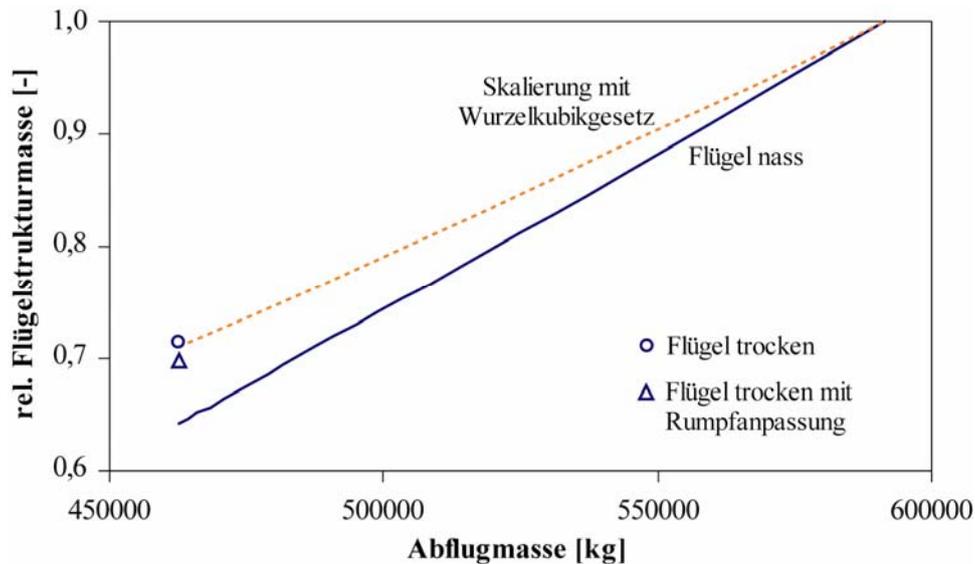


Abbildung 5-7: Flügelstrukturmassenverhalten bei „Trocken“-Auslegung

Die Abbildung zeigt die jeweilige Flügelstrukturmasse bezogen auf die Ausgangskonfiguration von 591,5 to.

Zum Vergleich ist der mit dem Wurzelkubikgesetz skalierte Massenverlauf eingetragen. Dieser geht von einer fotografischen Vergrößerung aus, während die Berechnung feste Rumpfdurchmesser und Triebwerkspositionen annimmt, die dann einen größeren entlastenden Beitrag liefern. Daher liegen die berechneten Werte (blau) unterhalb der theoretischen Kurve (orange).

Für die leichtere Konfiguration wäre somit eine Flügelmassensenkung von mehr als 30 % bei konstantem Rumpfdurchmesser zu erzielen. Da der Flügel wegen der Wasserstoffumrüstung allerdings „trocken“ ausgelegt ist, wird diese Massenreduktion geschmälert. Der „trockene“ Flügel ist etwa 10 % schwerer als der theoretisch „nasse“ bei gleicher Abflugmasse. Damit steigt der relative Flügelstrukturanteil auf Kosten des Nutzlastanteils. Die Verringerung der exponierten Spannweite durch den voluminöseren zylindrischen Rumpf und die relativ schwereren Triebwerke verbessern den Umstand nur leicht. Die Entlastung der Flügelstruktur durch externe Flügeltanks bewirkt keine merkliche Optimierung, da der Treibstoff wegen der geringen Dichte einen nur kleinen entlastenden Beitrag bringt. Ein Dual-Fuel-Konzept lässt bei dieser lokalen Massenbetrachtung eine gewisse Verbesserung erwarten, ist aber aus öko-

logischen und auch wirtschaftlichen Gesichtspunkten weniger erstrebenswert bzw. nur für ein Übergangsszenario realistisch.

Die Flügelmassenbetrachtung zeigt, dass eine „Trocken“-Auslegung des Flügels einen beträchtlichen Einfluss auf dessen Masse hat und nicht vernachlässigt werden darf. Die Anwendung herkömmlicher Masseberechnungsformeln für das Tragwerk ist daher nur begrenzt geeignet.

Der **Schwerpunkt** des leeren Flugzeuges bestimmt sich wie beim UHCA-160 zu ca. 48 % der Rumpflänge. Mit maximaler Nutzlastbeladung, aber noch ohne Treibstoffzuladung (Landung) wandert dieser um etwa 1,5 m nach vorne. Durch die schwerpunktsneutrale Unterbringung der Tanks hält sich der Massenmittelpunkt während des Fluges zwischen den beiden obigen Werten. Eine gezielte Steuerung des Kraftstoffverbrauchs bzw. das Umpumpen des Treibstoffes ermöglicht zudem über eine lange Flugstrecke die Schwerpunktverschiebung/-kontrolle.

### 5.3.4 Aerodynamik

Die Aerodynamik des ECOA-160 unterscheidet sich von der Kerosinversion durch das stark veränderte Verhältnis der Oberflächen von Rumpf und Flügel. Wegen des deutlich gestiegenen Volumenbedarfs steigt die Oberfläche des Rumpfes um etwa 23 % und damit dessen Reibungswiderstand. Die Widerstandsflächen beider Konfigurationen unterscheiden sich hingegen nur wenig, da die Oberflächenzunahme des Rumpfes durch die Abnahme der Flügelfläche auf Grund der reduzierten Abflugmasse nahezu kompensiert wird. Dennoch muss eine Verschlechterung der aerodynamischen Güte von mehr als 20 % hingenommen werden, da der Nullwiderstandsbeiwert wächst.

Während die großen Rumpfdurchmesser der Wasserstoffkonfiguration den Reibungswiderstand durch niedrige O/V-Verhältnisse minimieren, ergibt sich daraus eine verschlechterte Heckaerodynamik. Wird nämlich im Sinne eines minimalen Reibungsanteils die Segmentlänge des Hecks konstant gehalten, so steigen die Zulaufwinkel. Dies führt zu lokal höherer Ablösegefahr und damit zu steigenden Basiswiderständen. Bei maßstabsgerechter Anpassung der Hecklänge bleibt der Basiswiderstandsbeiwert gleich, während der Reibungsanteil und das suboptimal nutzbare Volumen im Heck anwachsen.

Für eine widerstandsoptimale Heckauslegung wird wiederum ein Verhältnis von  $l_{\text{Heck}}/h_R=2,0$  angenommen. Daraus resultiert allerdings ein um etwa 17 % verlängerter Heckkonus und damit eine Verlängerung des Flugzeuges. Der Nachteil des Zusatzvolumens wird durch die Tankunterbringung im Heck kompensiert.

Weiterhin problematisch wirken sich die großen Rumpfvolumina bezüglich der Richtungsstabilität aus. Da der deviierende Beitrag des Vorderrumpfes durch die stark gewachsene

Rumpfhöhe steigt, ist zur Erfüllung der Stabilitätsforderung eine fast 40 % größere Seitenleitwerksfläche erforderlich. Dies trägt zu einer weiteren Widerstandserhöhung bei.

Weitere aerodynamisch relevante Parameter sowie das Hochauftriebssystem sind identisch mit dem UHCA-160. Für Start und Landung werden daher bei gleichen maximalen Anstellwinkeln übereinstimmende Auftriebsbeiwerte erzielt.

Abschließend bleibt noch zu erwähnen, dass die reduzierte Abflugmasse die Wirbelschleppenproblematik entspannt.

### 5.3.5 Antrieb

Der Antrieb erfolgt wie bei der Kerosinversion über vier High-Bypass-Triebwerke, die ebenfalls unter dem Flügel angebracht werden. Die Besonderheiten im Hinblick auf den Wasserstoffbetrieb sind bereits dargelegt worden.

Gegenüber dem UHCA-160 ist ein erhöhtes Schub/Gewichts-Verhältnis erforderlich, so dass die Triebwerke trotz der reduzierten Abflugmasse jeweils noch einen Maximalschub am Boden von ca. 329 kN aufweisen. Dieser Wert liegt damit bei etwa 81 % des Wertes der Kerosinversion. So sinkt die Lärmemission gegenüber dem UHCA-160 leicht.

Der mittlere Schub im Reiseflug bestimmt sich für ein Triebwerk zu 67 kN, was etwa 83 % des in der Höhe verfügbaren Maximalschubes entspricht. Der spezifische Verbrauch verbessert sich auf Grund der besseren Maximalschubausnutzung leicht. Der Treibstoffbedarf eines jeden Triebwerks liegt mit 0,43 kg/s im Reiseflug bei einem Drittel des Kerosinwertes. Die starke Reduktion begründet sich im Wesentlichen durch den größeren massenspezifischen Brennwert des Wasserstoffs.

### 5.3.6 Flugleistungen und Sensitivitäten

Wie schon beim UHCA-160 wird bei Analyse der Flugleistungen zunächst das **Nutzlast-Reichweiten-Diagramm** (Abbildung 5-8) betrachtet. Zum direkten Vergleich ist der Verlauf des Kerosinkonzeptes mit in die Grafik aufgenommen.

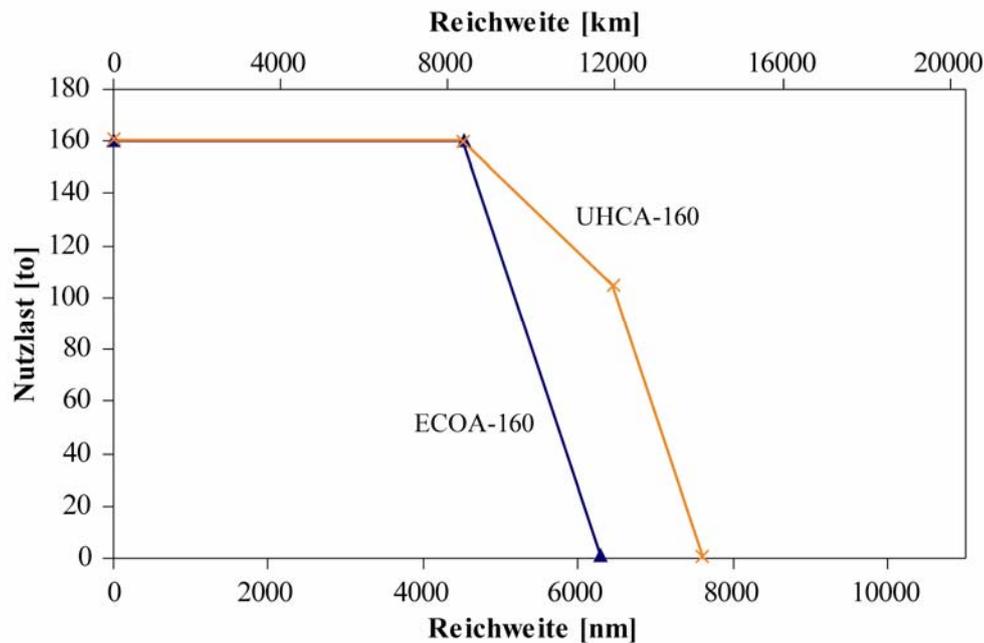


Abbildung 5-8: Nutzlast-Reichweiten-Vergleich von ECOA-160 und UHCA-160

Auf Grund der Rahmenbedingungen gleichen sich die Reichweitenleistungen beider Konfigurationen im Auslegungspunkt bei voller Nutzlast. Dann weist jedoch das ECOA-160 nur noch einen weiteren Ast auf. Das bedeutet, dass eine Reichweitensteigerung nur über die Reduktion der Nutzlast und damit sinkender Abflugmasse erreicht wird. Der Austausch von Nutzlast gegen Treibstoff ist für die LH<sub>2</sub>-betriebene Konfiguration nicht möglich. Das erklärt sich damit, dass kein zusätzliches Tankvolumen vorgehalten wird. Denn das erfordert einerseits wegen der geringen Dichte des Wasserstoffs einen sehr hohen Volumenbedarf und andererseits eine große Zusatzmasse durch die schwere Tankstruktur.

Die Überführungsreichweite errechnet sich für den ECOA-160 zu 11640 km (6286 nm). Damit ist nur eine Reichweitendifferenz für die maximal fliegbare Strecke von 2060 km (1114 nm) zu verzeichnen.

Da eine Reichweitensteigerung im Falle der Wasserstoffvariante einen stärkeren Verlust an Nutzlast bedeutet, verliert diese an Flexibilität. Daher ist eine präzise Festlegung der Anforderungen wesentlich wichtiger für einen wirtschaftlichen Einsatz als im Fall der Kerosinversion.

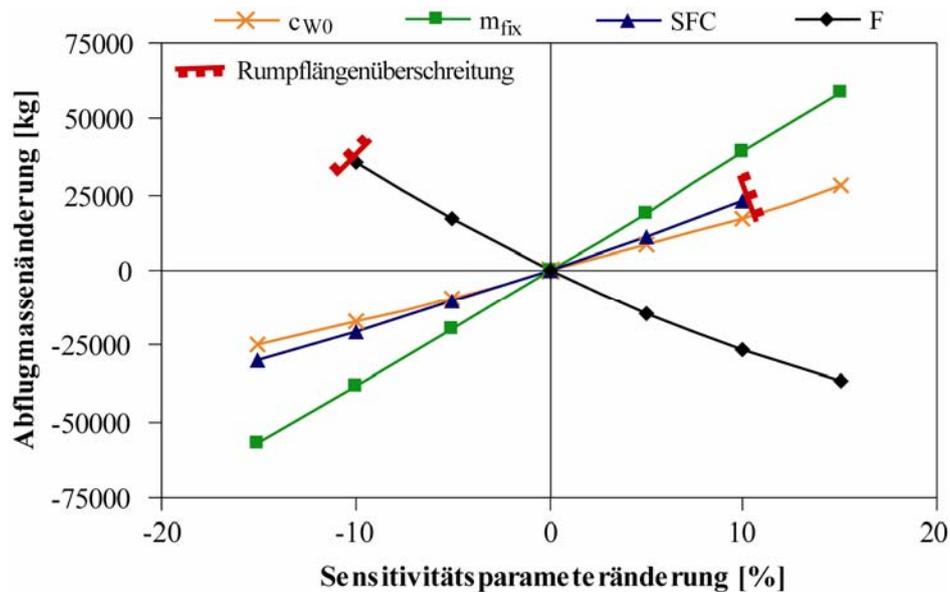
Die Berechnung der **Startstrecke** erfüllt mit 2530 m bei einer Startbahnhöhe von 610 m (2000 ft) und maximaler Abflugmasse die Forderung. Die Rollstrecke ergibt sich zu 1940 m bei einer Abhebegeschwindigkeit von 96 m/s.

Da der Auslegungspunkt direkt an die **Landegrenze** stößt, erfüllt das ECOA-160 die Landestreckenforderung von 2000 m so gerade eben. Die Landerollstrecke beträgt hierbei 1620 m bei einer Aufsetzgeschwindigkeit von 78 m/s. Die Berechnung der Landeflächenbelastung

erfolgt wie auch bei der Kerosinvariante mit einem Teil Reservekraftstoff. Dieser entspricht mit 7 % dem Energieäquivalent des veranschlagten Kerosinwertes.

Im Folgenden werden analoge **Sensitivitätsuntersuchungen** zu denen des UHCA-160 durchgeführt.

Der Einfluss der Entwurfsparemetervariationen auf die Abflugmasse ist Abbildung 5-9 zu entnehmen.



**Abbildung 5-9: Abflugmassensensitivität des ECOA-160**

Wie beim UHCA-160 nimmt die Abflugmasse mit Erhöhung des Sensitivitätsparameters mit Ausnahme beim Schub zu. Die Nichtlinearitäten sind allerdings nicht mehr so deutlich zu erkennen, was auf ähnliche Auslegungspunkte für alle gestörten Konfigurationen zurückzuführen ist. Diese ergeben sich durch die Unabhängigkeit von der Spannweitenbegrenzung, die sehr weit außerhalb des relevanten Auslegungsbereiches liegt. Auffallend sind die sichtbar geringeren Gradienten gegenüber der Kerosinversion. Lediglich bei einer Festmassenänderung stellt sich ein ähnlicher Zuwachs wie beim UHCA-160 ein, so dass diese für das ECOA-160 die größte Zunahme aufweist. Der absolute Wachstumsfaktor bestimmt sich hierbei zu 2,4 kg/kg. Er ist damit etwa 18 % kleiner als beim UHCA-160.

Die Änderung von Schub und Verbrauch ist nicht über die gesamte Variationsbandbreite möglich. Das erklärt sich damit, dass in beiden Fällen der Treibstoffmehrbedarf eine zu hohe Rumpfergrößerung mit sich bringt und so zur Überschreitung des Längenlimits führt.

Während im Abflugmassenverhalten ein positiver Effekt zu verzeichnen ist, kehrt sich die Tendenz für die Leermasse grundsätzlich um. Hier liegen die Zuwachsraten des ECOA-160 in der Regel über denen des UHCA-160. Dies ist ein Grund dafür, dass sich der Anteil der Leermassenzunahme zwischen 48-66 % des Gesamtmassenzuwachses einpendelt. Zurückzuführen ist dieser Umstand darauf, dass bei der Kerosinversion die Treibstoffzunahme die

Leermasse in erster Linie nur durch dessen Masse beeinflusst, bei einer Wasserstoffversion aber zusätzlich der Volumeneinfluss berücksichtigt werden muss. (bei der LH<sub>2</sub>-Version ist der Treibstoff keine Totmasse mehr). Die Tank- als auch Rumpfmassenzuwächse durch die Parametervariationen steigen dadurch an.

Der Treibstoffanteil am Abflugmassenzuwachs sinkt auf bis zu 34 %. Für die Festmassenänderung liegt dieser auf Grund des hohen zusätzlichen Festmassenanteils sogar bei nur 11 %. Es zeigt sich also, dass sich gegenüber der Kerosinversion bezüglich der Gesamt- und Treibstoffmassenvariation eine Verbesserung einstellt. Diese wird allerdings durch den stärkeren Einfluss auf die Leermasse und so die Entwicklungs- und Produktionskosten relativ teurer erkauft. Es bleibt weiterhin festzuhalten, dass sich bereits bei Änderung von konfigurativen Parametern wegen des Treibstoffmeherverbrauchs kritische Rumpfdimensionen einstellen.

Bei Variation der Auslegungsparameter Nutzlast und Reichweite ergeben sich analoge Tendenzen zu denen des UHCA-160. Diesmal unterscheidet sich die Zuwachsrate zwischen der Nutzlast- und Reichweitenänderung allerdings wesentlich mehr. Auch hier trägt die geringe Treibstoffmasse zu einem erheblichen Maß bei.

Für die Nutzlaständerung berechnet sich der Wachstumsfaktor zu 3,1 kg/kg und liegt wiederum über dem Wert der Festmassenänderung. Allerdings fällt diese Erhöhung mit etwa 29 % etwas geringer aus als die mehr als 30 %ige Steigerung beim UHCA-160. Der Vorteil ergibt sich aus den größeren Rumpfdurchmessern des ECOA-160, so dass sich bei gleicher Nutzlaststeigerung nur eine geringere Rumpfverlängerung als bei der kleineren Kerosinversion einstellt. Nichts desto trotz wird schon bei geringen Änderungen von Reichweite oder Nutzlast auch hier die 80 m Grenze für die Flugzeuglänge schnell überschritten. Speziell bei der Nutzlast ermöglicht dies auf Grund der zusätzlichen Frachtraumverlängerung Steigerungen von nicht mehr als 5 %. Für die Reichweite sind maximale Zuwächse von 10 % möglich.

Der Einfluss auf den ECO<sup>1</sup>-Faktor und das Nutzlastverhältnis ist bei einer Nutzlastmassenänderung kaum zu bemerken. Eine Reichweitenänderung schlägt zwar deutlicher zu Buche, hat aber eine geringere Einflussnahme als bei der Kerosinversion.

Tabelle 5-4 fasst die Sensitivitäten für Abflug-, Leer- und Treibstoffmasse nochmals zusammen und stellt sie den Werten des UHCA-160 gegenüber. Zur besseren Vergleichbarkeit sind diese im Punkt der Basiskonfiguration linearisiert.

Abflugmasse				Leermasse			
	UHCA-160 [kg/%]	ECO-160 [kg/%]	Verhältnis [%]		UHCA-160 [kg/%]	ECO-160 [kg/%]	Verhältnis [%]
c <sub>w0</sub>	2457	1771	72,1	c <sub>w0</sub>	905	1142	126,2
m <sub>fix</sub>	4410	3897	88,4	m <sub>fix</sub>	1677	1846	110,1
SFC	4620	2143	46,4	SFC	1805	1199	66,4
F	-4158	-3193	76,8	F	-1475	-2121	143,8
m <sub>Nutz</sub>	5848	4986	85,3	m <sub>Nutz</sub>	2522	2737	108,5
R	4035	1907	47,3	R	1583	1092	69,0

Treibstoffmasse			
	UHCA-160 [kg/%]	ECO-160 [kg/%]	Verhältnis [%]
c <sub>w0</sub>	1546	623	40,3
m <sub>fix</sub>	1129	443	39,3
SFC	2803	935	33,4
F	-2672	-1063	39,8
m <sub>Nutz</sub>	1719	643	37,4
R	2443	808	33,1

Tabelle 5-4: Sensitivitäten des ECOA-160

Abschließend bleibt für die Sensitivitäten des ECOA-160 festzuhalten, dass eine Wasserstoffversion im Hinblick auf die Abflugmassen und den Treibstoff erhebliche Vorteile besitzt. Für die Leermasse hingegen sind eher Nachteile zu erwarten, was speziell auf die Entwicklungs- und Produktionskosten Einfluss ausübt. Als bedeutendster Unterschied zu einer Kerosinversion ist zu vermerken, dass die Wasserstoffversion volumenkritischer ist und die maximale Rumpflänge die dimensionierende Größe darstellt. Speziell bei einer im Sinne der Familienkonzept-Strategie verfolgten Reichweiten- bzw. Nutzlaststeigerung muss dies ins Kalkül gezogen werden.

### 5.3.7 Schlussfolgerungen und Konsequenzen

Die Auslegung des Wasserstofftyps verfolgt in erster Linie das Ziel, die erheblichen Abflugmassen der Kerosinversion bei gleichzeitiger Verbesserung der Ökologie zu senken.

Die Minderung der Gesamtmasse stellt sich letztendlich auch als zentraler Vorteil des ECOA-160 heraus. Kernpunkt ist die niedrige Treibstoffmasse der LH<sub>2</sub>-Variante auf Grund des hohen massenspezifischen Brennwertes. Der Einfluss der Umrüstung auf die Leermasse hingegen bringt bestimmte Nachteile (relative und absolute Massenzuwächse) mit sich, so dass der Anteil an der Gesamtmasse zunimmt.

Weitere Aspekte, die für eine Ökologie- und Ökonomiebewertung von Relevanz sind, zeigt zusammenfassend folgende Bewertungsmatrix des ECOA-160 (Tabelle 5-5).

Zielgruppe	Variante/Alternative		
	Gewichtungsfaktor 1-3	Beurteilungsnote 0-4	Teilzielerfüllung
<b>ECO A-160</b>			
<b>Ökonomie</b>			<b>32 (76)*</b>
Treibstoffkosten	3	0	0 (12)
Wartungsaufwand	2	2	4 (8)
Gesamtsystemkomplexität	2	2	4 (8)
Reichweite bei Teilauslastung	1	2	2 (4)
Frachtraumausnutzung	2	3	6 (8)
Frachtraumflexibilität	1	4	4 (4)
Integration in Flughafeninfrastrukturen	3	2	6 (12)
Be- und Entladung	2	1	2 (8)
Familienkonzept-Strategie	2	1	2 (8)
Akzeptanz/Risiko	1	2	2 (4)
<b>Ökologie</b>			<b>21 (24)</b>
Lärmemission	3	3	9 (12)
Schadstoffemission	3	4	12 (12)
<b>Gesamtzielerfüllung</b>			<b>53 (100)</b>

(\*)Maximalpunkte bei vorgegebenen Gewichtungsfaktoren

**Tabelle 5-5: Bewertungsmatrix für das ECOA-160**

Die Gesamtzielerfüllung liegt mit 53 Punkten nur minimal unter der Bewertung der Kerosinversion. Allerdings hat sich eine deutliche Verlagerung der Punkteverteilung von der Ökonomie zur Ökologie eingestellt. Die Umweltfreundlichkeit ist als eindeutige Stärke des ECOA-160 zu identifizieren.

Trotz eines leicht erhöhten Energiebedarfs ( $m_{\text{Treib}} \cdot \text{Heizwert}$ ) ergibt sich für das ECOA-160 beim Schadstoffausstoß wegen der nicht vorhandenen Kohlenwasserstoffverbindungen die maximale Teilzielerfüllungsnote. Auch die Lärmemission reduziert sich wegen der verminderten Abflugmasse trotz des höheren Schub/Gewichts-Verhältnisses. Da die Integration der Triebwerke weiterhin unter dem Flügel erfolgt, sind mögliche Abschirmungseffekte noch unberücksichtigt, so dass nicht die volle Teilzielerfüllung erreicht wird.

Deutliche Verluste stellen sich bei der LH<sub>2</sub>-Konfiguration im Bereich der Wirtschaftlichkeit ein. Die Ursache liegt in den sehr hohen Treibstoffkosten. Trotz des gesunkenen Treibstoffbedarfs betragen diese noch etwa den 3-4-fachen Wert gegenüber der Kerosinversion. Sie reduzieren sich nur dann stark, wenn die Nachfrage nach regenerativer Energie steigt und so die Herstellungskosten für flüssigen Wasserstoff sinken. Eine leichte Minderung der Start- und Landegebühren wegen geringerer Flugzeugmassen führt zwar wiederum zu einer leichten Ersparnis, kompensiert die hohen Treibstoffkosten aber keinesfalls.

Keine gravierenden Unterschiede zum UHCA-160 sind bei den Teilzielen Frachtraumausnutzung und -flexibilität zu verzeichnen. Dies ist weiterhin auf die dedizierte Frachterauegung zurückzuführen.

Dennoch müssen bei der Be- und Entladung weitere Abstriche gemacht werden. Neben den gestiegenen Beladungshöhen ergeben sich diese aus der schlechteren Zugänglichkeit des Laderaums. Zu nennen sind die fehlende Bugbeladungsoption und die eingeschränkten seitlichen Zugangsmöglichkeiten auf Grund des kurzen Frachtraums.

Alle weiteren Punkte im Bereich Ökonomie sind als nur durchschnittlich zu bewerten. Dazu tragen die erhöhte Komplexität und geringen Erfahrungswerte beim Umgang mit wasserstoffbetriebenen Flugzeugen bei. Dies steigert den Wartungsaufwand der anspruchsvolleren Antriebsanlage und führt nicht zuletzt aus diesem Grund zu Akzeptanzschwierigkeiten bei den Kunden. Mit dem Einsatz der Wasserstofftechnologie und den Besonderheiten des Tank-systems (Entwurfskraftstoffmenge = max. Kraftstoffmenge) erfährt das ECOA-160 auch nur eine mittelmäßige Benotung im Bereich der Reichweite bei Teilauslastung.

Die Integration in die Infrastrukturen ist gleichfalls nicht besser als bei der Kerosinversion. Zwar ist die Spannweite gesunken, aber der voluminöse Rumpf führt zu kritischen Bauhöhen und Längen. Gerade im Fall von Reichweiten- und/oder Nutzlaststeigerungen sind hier die Grenzen bald überschritten. Dies ermöglicht so auch nur eine eingeschränkte Verfolgung der Familienkonzept-Strategie und führt zu schlechter Bewertung in diesem Bereich.

Abschließend wird festgehalten, dass das Wasserstoffflugzeug im Vergleich zum massenkritischen Kerosinflugzeug als volumenkritisch einzustufen ist. Die Stärken der Wasserstoffkonfiguration sind ein hohes Nutzlastverhältnis und eine hohe Umweltverträglichkeit. Großes Verbesserungspotenzial muss die Konfiguration allerdings im Bereich der Integration in Infrastrukturen und im Frachthandling erschließen. Auch eine Steigerung des Hochauftriebs, speziell für gute Landeeigenschaften, sowie eine Senkung des Nullwiderstands sind bei Konfigurationsmodifikationen zu verfolgen.

## 6 Konfigurationsoptimierung unter Ausnutzung von Synergien

Wie die vorangegangene Untersuchung des ECOA-160 zeigt, werden durch den Einsatz der Wasserstofftechnologie gewisse Problematiken (z.B. hohe Abflugmassen oder ökologische Verträglichkeit) verbessert. Demgegenüber sind aber auch eine Reihe neuer Schwierigkeiten aufgetreten. Dies ist zum Teil darauf zurückzuführen, dass sich die Auslegung -wie viele Konzeptstudien- im Wesentlichen nur auf die Integration der neuen Technologie (hier der Wasserstofftechnologie) konzentriert und dabei das Gesamtsystem mehr oder minder außer Acht lässt.

Um diesem Umstand stärker Rechnung zu tragen, erfolgt als Schwerpunkt und Neuerung an dieser Stelle die interdisziplinäre Optimierung des im vorherigen Kapitel beschriebenen Technologieträgers. Dazu werden Synergieeffekte ausgenutzt, deren Lokalisierung durch eine umfassende multidisziplinäre Betrachtung erfolgt. Ansatz der Untersuchungen sind die zuvor herausgestellten Problembereiche beider Konfigurationen. So stehen neben den allgemein ökologischen und ökonomischen Anforderungen die Verbesserung des Frachthandlings, der Landeleistungen sowie die Integration in Infrastrukturen im Vordergrund.

Zunächst findet eine Definition des Synergieprinzips statt. Zum besseren Verständnis und zur Erläuterung von Synergien werden einfache Beispiele aus dem Flugzeugbau beschrieben.

Anschließend zeigen Voruntersuchungen mögliche Konfigurationsmodifikationen auf, die eine Leistungssteigerung erwarten lassen. Bereits an dieser Stelle wird eine multidisziplinäre Betrachtung der Konfiguration bzw. der wesentlichen Baugruppen vorausgesetzt.

Abschließend fließen die gewonnenen Erkenntnisse in die Gesamtauslegung des neuen Konzeptes ein. Hierbei findet eine detaillierte Beschreibung der Datensätze aus den Bereichen Struktur, Aerodynamik und Antrieb statt. Die Qualität bzw. das Potenzial der überarbeiteten Konfiguration wird dann anhand von Flugleistungen und einer Gesamtbewertung zusammenfassend aufgezeigt.

### 6.1 Synergismus in der Praxis

Ergänzend zur Kurzerläuterung des Synergieprinzips im Rahmen der Beschreibung des Entwurfsprozesses erfolgt eine weiterführende Erklärung.

Zunächst soll nochmals die aus dem DUDEN abgeleitete Definition des Begriffes Synergie mit folgenden Worten wiedergegeben werden:

*„Das Ganze ist mehr als die Summe seiner Teile“*

Dies besagt, dass durch gezieltes Zusammenwirken von Teilen, Kräften, etc. eine mehr als additive Förderung des Ganzen möglich ist. Dieser Fall fordert also die wechselseitige Beeinflussung der Komponenten, während die Baugruppen beim Cayleyschen Prinzip möglichst entkoppelt voneinander zu betrachten sind.

Der beschriebene Umstand verlangt für einen synergistischen Entwurf in besonderem Maße eine multidisziplinäre Denkweise. Um Synergieeffekte zu lokalisieren, ist es daher notwendig die Schnittstellen zwischen den einzelnen Komponenten des Flugzeugs bzw. die leistungsbeeinflussenden Entwurfparameter zu identifizieren. Die Vielzahl an beteiligten Disziplinen und die Menge an Entwurfsvariablen ermöglicht eine globale Optimierung nur schwer. Die Komplexität eines solchen Optimierungsproblems ist selbst mit aufwendigen Computerprogrammen nicht umfassend lösbar. Nach Gleichung 6-1 ergibt sich die Schnittstellenzahl aus dem Produkt von konfigurationsbeeinflussenden Entwurfparametern und den beteiligten Fachdisziplinen.

$$\text{Gleichung 6-1:} \quad ST = EP \cdot (FD - 1)$$

Bereits bei Heranziehung der in Abbildung 2-1 dargestellten grundlegenden Fachdisziplinen und der in Tabelle 2-1 aufgeführten Entwurfparameter zeigt sich allerdings schnell, dass das Problem nur dann beherrschbar bleibt, wenn eine gezielte Schnittstellenreduktion vorgenommen wird. Aber schon dabei ist eine ganzheitliche Betrachtung erforderlich, um weiterhin alle wesentlichen Einflüsse auf das Gesamtsystem zu erfassen. Andernfalls wäre wieder nur eine Lokalsoptimierung erzielbar.

Zur Verdeutlichung des Synergiebegriffes sind nachfolgend zwei Beispiele lokal begrenzter Synergieeffekte aus dem Flugzeugbau angeführt.

Das erste Beispiel bezieht sich auf die Tankintegration für ein herkömmliches Flugzeug. Der Tank dient der Unterbringung von Kraftstoff und sollte ein möglichst kleines O/V-Verhältnis aufweisen, so dass sich dessen Masse minimiert. Dennoch sind die Tanks in der Regel als Obelisk mit deutlich höherem O/V-Verhältnis in die Flügelstruktur integriert und damit entsprechend schwerer. Der Synergievorteil ergibt sich nun daraus, dass der Treibstoff die Flügelstruktur entlastet und diese dadurch wiederum leichter ausfällt. Insgesamt ist für das Flügel-Tank-System also ein Massenvorteil zu verzeichnen. Zudem wird das Flügelvolumen optimal ausgenutzt und die Kraftstoffleitungen zu den Triebwerken sind in der Regel kürzer.

Als weiterer Musterfall dient die LH<sub>2</sub>-Antriebstechnik. Um möglichst hohe Triebwerksleistungen zu erzielen, ist die Anhebung der Turbineneintrittstemperatur ein probates Mittel. Damit steigen aber sowohl der Kraftstoffverbrauch als auch der schädliche Stickoxidausstoß. Da bei einem mit Wasserstoff betriebenen Triebwerk ein Wärmetauscher zur Aufheizung des Kraftstoffes erforderlich ist, ermöglicht dieser unter synergistischen Gesichtspunkten z.B. die

Senkung der Verdichtereintrittstemperatur (vgl. Kapitel 5). Damit reduziert sich die benötigte Verdichterleistung und es genügt eine geringere Turbineneintrittstemperatur zur Erzielung gleicher Triebwerksleistungen bzw. es ist bei gleicher Turbineneintrittstemperatur ein höheres Schubniveau erzielbar. Für das Gesamtsystem „Triebwerk“ ergibt sich so trotz der Zusatzmasse durch den Wärmetauscher und zusätzlicher Strömungsverluste ein besseres Schub/Gewichts-Verhältnis.

## 6.2 Konfigurationsmodifikationen unter synergistischen Gesichtspunkten

Als Kernforderungen für eine modifizierte Konfiguration stehen die Verbesserung des Frachthandlings einschließlich der besseren Integration in Infrastrukturen sowie die Steigerung des Hochauftriebs im Vordergrund.

Als Ansatz für die Zielerfüllung werden nachfolgend ein modifiziertes Rumpfkonzzept und eine veränderte Triebwerksintegration untersucht.<sup>[12]</sup> Letztere zielt im Wesentlichen auf die Steigerung des Hochauftriebs ab, während die Rumpfmofifikation die Frachtabfertigung optimiert.

Beide Modifikationen unterliegen speziell der synergistischen Betrachtung, um eine Voreinschätzung des erzielbaren Leistungsgewinns zu ermöglichen. Ausgangsbasis der Untersuchungen ist das Konzept des ECOA-160. Die folgenden ausführlichen Beschreibungen der allgemeinen Modifikationsuntersuchung beinhalten teilweise bereits die Begründungen für bestimmte Auslegungsmerkmale und Designentscheidungen für die spätere Detailkonfiguration.

### 6.2.1 Die Rumpfmofifikation

Der Rumpf konventioneller Flugzeuge hat primär die Aufgabe, das benötigte Nutzlastvolumen zur Verfügung zu stellen. Für eine mit Wasserstoff betriebene Konfiguration muss er zusätzlich Raum für die Tankunterbringung bereithalten, was zu entsprechend voluminösen Rümpfen führt (vgl. Kapitel 5).

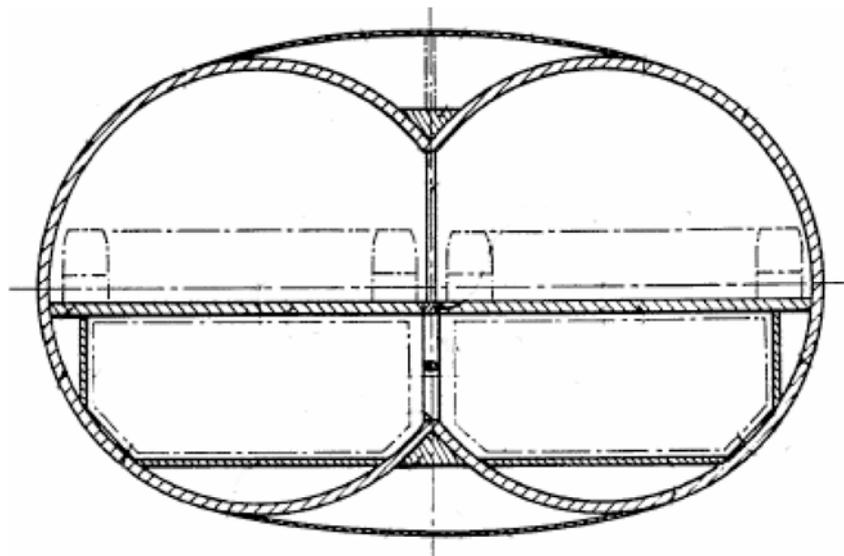
Die im traditionellen Flugzeugbau vorherrschende zylindrische Rumpfgeometrie bietet den Vorteil der minimalen O/V-Verhältnisse und der strukturmechanisch günstigen Form. Wie aber im vorangegangenen Kapitel erläutert, setzt diese Bauform für eine Wasserstoffversion wegen der großen Bauhöhen Grenzen beim Frachthandling und der Integration in Infrastrukturen.

Als Alternativkonzept bietet sich daher ein in Breitenrichtung ausgedehnter Rumpf mit Eindeckauslegung an. Für die Bewertung eines solchen Konzeptes sind die folgenden

Bereiche sowie Entwurfparameter bei synergistischer Gesamtsystembetrachtung von Relevanz:

- Widerstand ( $O_{\text{wet}}$ ,  $l_{\text{Heck}}$ ,  $h_R$ ,  $l_R$ ,  $\Lambda_F$ )
- Auftrieb ( $\Lambda_R$ ,  $\Lambda_F$ )
- Richtungsstabilität ( $h_R$ ,  $l_R$ )
- Längsstabilität ( $h_R$ )
- Masse ( $h_R$ ,  $b_R$ ,  $b_{\text{exp}}$ )
- Frachthandling ( $V_{\text{Nutz}}/V_R$ ,  $h_{\text{Deck}}$ )

Für einen flachen und breiten Rumpf kommen grundsätzlich zwei Möglichkeiten in Betracht. Einerseits kann eine aus tangentialstetig zusammengesetzten Zylindersegmenten bestehende Geometrie -ähnlich der des A380- verfolgt werden. Andererseits bietet sich die Möglichkeit eines Multi-Bubble-Rumpfes an, wie für viele BWB-Studien bevorzugt.<sup>[45]</sup> Letzteres ist für ein 2-Bubble-Konzept durch die Firma Airbus patentiert und aus Vorstudien zum A380 hervorgegangen (Abbildung 6-1).<sup>[7]</sup>



**Abbildung 6-1: 2-Bubble-Konzept nach Airbuspatent<sup>[7]</sup>**

Das tangentialstetige Prinzip wird für zunehmende Rumpfbreiten auf Grund der großen Radien der unteren und oberen Halbschale strukturmechanisch zusehends ungünstiger. Dies führt in Verbindung mit den erforderlichen Verstrebungen zu hohen Strukturmassen. Weiterhin ist dieses Konzept bei flachgelegter Verwendung gerade bei einer Eindeckauslegung wegen unzureichender Volumenausnutzung bzw. einer ungeeigneten Frachtraumgeometrie unterlegen. Aus diesen Gründen konzentrieren sich die weiteren Überlegungen auf die Multi-Bubble-Variante.

Das Multi-Bubble-Konzept besteht aus beliebig vielen zusammengesetzten Zylinderteilsegmenten ( $n$ ). Diese sind aus strukturmechanischen Gründen an den Schnittpunkten mit vertikalen Zugankern ( $n-1$ ) versehen. Durch sie wird der Frachtraum in einzelne Abteile unterteilt. Zur Erzielung eines ebenen Frachtraumes mit maximaler Höhe ist der Frachtboden auf den unteren Schnittpunkten der Bubbles befestigt.

Aus aerodynamischer Sicht (**Widerstandsbetrachtung**) führt eine Verbreiterung des Rumpfes zur Erhöhung seines Reibungswiderstandes, da mit steigenden  $b_R/h_R$ -Verhältnissen eine Annäherung an einen Rechteckquerschnitt mit schlechterem O/V-Verhältnis erfolgt. Demgegenüber wird eine leichte Verbesserung des Formwiderstandes erreicht, da die relative Dicke ( $h_R / (l_{Bug} + l_{Heck})$ ) abnimmt. Dieser Widerstandsanteil liegt, je nach relativer Dicke, allerdings bei weniger als 10 % des Reibungswiderstandes.

Bei Gesamtbetrachtung der Flügel-Rumpf-Leitwerks-Konfiguration wird der Zuwachs des Rumpfnulldruckwiderstandes teilweise kompensiert. Einerseits führt die Rumpfverbreiterung zur Verkleinerung der bespülten exponierten Flügelfläche. Andererseits sinkt durch die Reduktion der Rumpfhöhe dessen deviierender Beitrag zur Richtungsstabilität und so die notwendige Seitenleitwerksfläche.

Zusätzlich zum Einfluss auf den Nullwiderstand muss für den induzierten Widerstand bei voll ausgeprägter Flügelsaugkraft eine Verschlechterung hingenommen werden, was auf die Verkleinerung der exponierten Streckung des Flügels zurückzuführen ist. Sie nimmt nach folgender Vorschrift (Gleichung 6-2) mit sinkender exponierter Spannweite ab:

**Gleichung 6-2:**

$$\Lambda_{\text{exp}} = \frac{2 \cdot b_{\text{exp}}}{l_{i,\text{id}} \cdot \left( 1 + \lambda_{\text{id}} - (1 - \lambda_{\text{id}}) \cdot \frac{(b_{\text{id}} - b_{\text{exp}})}{b_{\text{id}}} \right)}$$

Die Formel offenbart allerdings, dass die Streckung nicht linear, sondern degressiv mit der exponierten Spannweite zurückgeht. Da sich der k-Faktor des induzierten Widerstands (Abbildung 6-2) bei 100 % Saugkraft proportional zum Kehrwert der Streckung verhält, wirkt sich eine Änderung bei hohen Ausgangsstreckungen allerdings weniger gravierend aus als bei kleineren.

Bei zusammengebrochener Saugkraft hingegen liegt ein leicht besserer k-Faktor für den induzierten Widerstandsbeitrag vor als bei größerer exponierter Spannweite. Das ergibt sich aus einem leicht erhöhten Auftriebsanstieg, dessen Kehrwert den k-Faktor bei 0 % Saugkraft darstellt. Die Zunahme des k-Faktors bei Überschreiten des Polar-Breaks fällt damit niedriger aus.

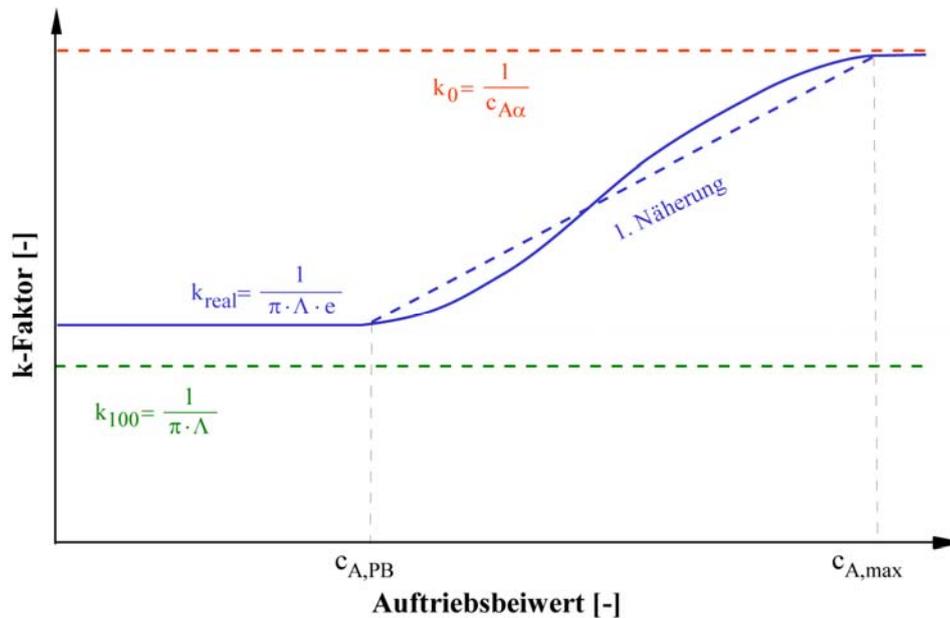


Abbildung 6-2: k-Faktor des induzierten Widerstands

Während sich der Reibungswiderstand des Rumpfes bei Verbreiterung verschlechtert, verbessert sich dessen **Auftriebsbeitrag** im Verhältnis zum Flügel. Das resultiert zunächst aus der Zunahme der auftriebserzeugenden Fläche, die linear mit der Rumpfbreite wächst. Des Weiteren findet eine Streckungserhöhung des Rumpfes statt, die sich in einem Zuwachs des Auftriebsanstieges widerspiegelt. Durch zusätzliche Profilierung der Rumpfkontur über die gesamte Länge wird der Rumpf positiv für das Auftriebs- und Nickmomentenverhalten herangezogen.

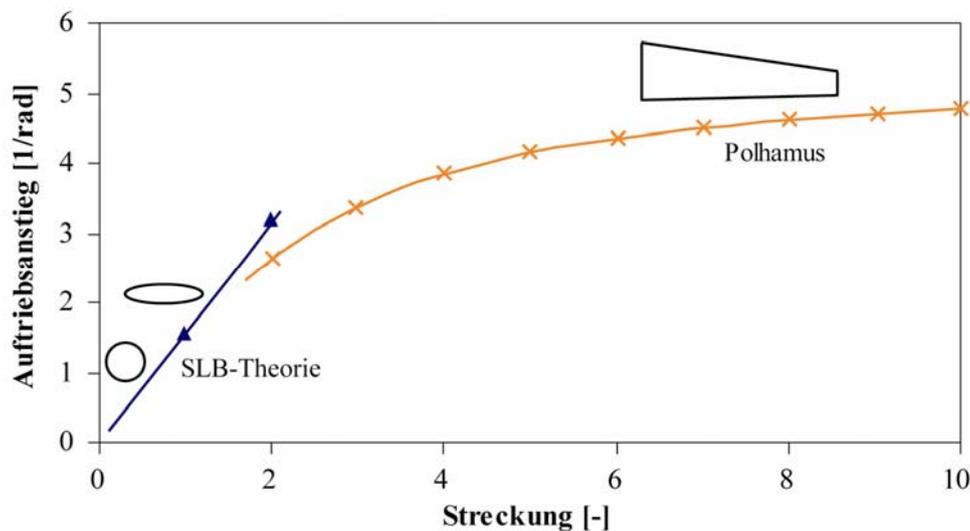
Die positive Auswirkung des Rumpfes führt für den Flügel zu einer entgegengesetzten Tendenz. Durch die Abnahme der exponierten Flügelfläche und damit deren Streckung sinkt der Auftrieb des Flügels, der den größeren Anteil am Gesamtauftrieb hat. Numerische und theoretische Untersuchungen zeigen allerdings, dass der Auftrieb der Flügel-Rumpf-Kombination nahezu konstant bleibt bzw. sogar eine leichte Verbesserung erfährt.<sup>[38]</sup>

Eine Erklärung ist, dass die auftriebserzeugende Rumpffläche viel stärker zunimmt als die exponierte Flügelfläche abnimmt. Ein weiterer Grund liegt darin, dass die Streckungsreduktion des Flügels geringere Änderungen im Auftriebsanstieg hervorruft als die Streckungszunahme des Rumpfes. Dieser Zusammenhang ergibt sich aus Gleichung 6-3 für den Auftriebsanstieg nach Polhamus.

**Gleichung 6-3:**

$$c_{A\alpha} = \frac{2 \cdot \pi \cdot \Lambda_F}{2 + \sqrt{4 + \frac{\Lambda_F^2 \cdot \beta^2}{K^2} \cdot \left(1 + \frac{\tan^2 \varphi_{50,F}}{\beta^2}\right)}}$$

Zur anschaulicheren Illustration der Abhängigkeit des Auftriebsanstieges von der Streckung dient Abbildung 6-3.



**Abbildung 6-3: Auftriebsanstieg als Funktion der Streckung**

Quintessenz für das Auftriebsverhalten ist, dass für konstanten Auftrieb bei einer Rumpferweiterung die ideale Flügelspannweite gleich bleibt, obwohl die exponierte Fläche sinkt.

Für den Beitrag des Rumpfes zur **Längsstabilität** bedeutet die Zunahme des Auftriebsanstieges eine Steigerung des Nickmoments bzw. dessen Derivativs, so dass der destabilisierende Anteil des Rumpfes wächst. Die entsprechende Positionierung des Flügels schafft hierzu aber den Ausgleich, so dass der Neutralpunkt der Flügel-Rumpf-Kombination nahezu unverändert bleibt. Da sich der Hebelarm der Leitwerke dadurch verkleinert, ist eine leichte Zunahme der Höhenleitwerksfläche aber nicht zu verhindern.

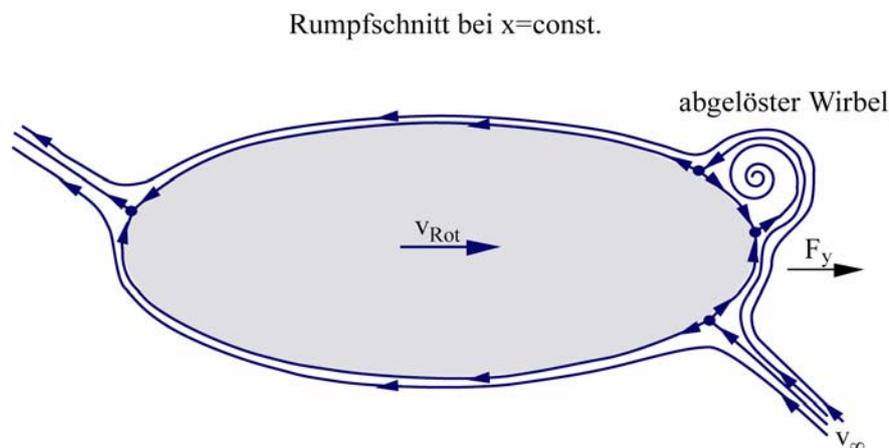
Ein weiterer Gesichtspunkt der Längsstabilität ist die Geschwindigkeitsabhängigkeit der Neutralpunktlage. Mit zunehmender Geschwindigkeit wandert dieser nämlich heckwärts, so dass die Konfiguration zunehmend stabiler wird und ein erhöhter Trimm Aufwand erforderlich ist. Da für den Rumpf mit seiner kleinen Streckung keine, bzw. eine sehr geringe Neutralpunktswanderung auftritt, ergibt sich aus der Umverteilung der Auftriebslast vom Flügel auf den Rumpf eine weniger starke Gesamtneutralpunktverschiebung.

Einen gravierenden Einfluss hat die Rumpfmodifikation auch auf die **Richtungsstabilität**. Hierbei spielt die Größe der deviiierenden Rumpfseitenfläche vor dem Schwerpunkt die entscheidende Rolle. Die zum Ausgleich notwendige Seitenleitwerksfläche ist bei konstanter Schwerpunktlage proportional zum Quadrat der Rumpfhöhe (Gleichung 6-4). Somit nimmt bei Bauhöhenreduktion die Seitenleitwerksfläche und damit der Reibungswiderstand des Leitwerks immens ab.

**Gleichung 6-4:**  $S_{SLW} \propto h_R^2$

Es muss jedoch beachtet werden, dass das Seitenleitwerk auch die notwendigen Steuer-momente für die Gierbewegung liefert. Die maximal erforderlichen Momente ergeben sich dabei in der Regel im Falle eines einseitigen Triebwerksausfalls. Den größten Wert liefert das Seitenleitwerk bei Ausnutzung der maximalen Spannweite und einer relativen Rudertiefe von ca. 30 %, wodurch bereits etwa 55 % der Maximalkraft eines „all moving tails“ erzielt werden. Reicht die Kraft dennoch nicht aus, so bleibt nur der Einsatz eines „all moving tails“ oder die Vergrößerung der gesamten Leitwerksfläche. Beides führt zu einer Massenzunahme des Leitwerks, wobei im Falle einer Flächenvergrößerung noch die Widerstandserhöhung hinzukommt. Um die Giermomente daher so gering wie möglich zu halten und damit die aus Stabilitätssicht erzielbare Verkleinerung des Leitwerks voll auszunutzen, müssen die Triebwerke nah an der Rumpflängsachse positioniert werden.

Einen zusätzlichen positiven Effekt auf die Richtungsstabilität haben die kleineren seitlichen Rumpfradien und die geringeren Konturgradienten im Bereich der maximalen Dicke. Die kleinen Radien erschweren die Umströmung der windzugewandten Seitenkante im Schiebeflug. Gerade bei hohen Schiebe- und Anstellwinkeln resultiert daraus eine Strömungsablösung. Der entstehende Wirbel auf der Luvseite erzeugt dann eine stabilisierende Kraft und führt zur Rotation in den Wind (Abbildung 6-4).



**Abbildung 6-4:** Wirbelausbildung am Vorderrumpf bei Queranströmung

Im dynamischen Fall ergibt sich dadurch allerdings eine Instabilität. Da durch die Drehung eine zusätzliche Queranströmung entsteht und sich so die Ablösung verstärkt, wird das Flugzeug in Autorotation versetzt und ist eventuell nicht mehr kontrollierbar. Bei schweren Flugzeugen speziell mit großen Rumpflängen ist das Trägheitsmoment um die Gierachse aber so hoch, dass ein solcher Fall leicht beherrschbar bleibt. Der geschilderte Vorteil für die statische Richtungsstabilität kann daher sogar gezielt ausgenutzt werden, wenn eine Art „Strake“ am Vorderrumpf die Ablösung provoziert.

Der positive Beitrag zur Richtungsstabilität aus den geringeren Konturgradienten entsteht durch Effekte auf der Leeseite. Dort verringert sich durch kleinere positive Druckgradienten die frühe Ablösegefahr, die bei größeren Schiebe- und Anstellwinkeln existiert. Dadurch fällt die deviierende Kraft auf der windabgewandten Seite kleiner aus.

Deutlichen Einfluss hat die Rumpfmodifikation auf dessen **Strukturmasse**. Insbesondere für ein Wasserstoffflugzeug ergeben sich daraus erhebliche Auswirkungen für die Gesamtkonfiguration, da die Rumpfmasse etwa den gleichen Anteil an der Leermasse einnimmt wie die Flügelstruktur.

Die strukturmechanischen Belastungen des Rumpfes rühren aus Torsionsmomenten und dem Kabinendruck her. Des Weiteren stellt die Größe der Biegemomente, die sich aus den Flügel- und Leitwerkskräften, dem Gewicht von Rumpfstruktur und Nutzlast, Fahrwerkskräften im Landefall, etc. ergeben, einen weiteren strukturdimensionierenden Fall dar.

Die letztgenannten Biegemomente haben in der Regel den größten Einfluss auf die Rumpfstrukturmasse. Die zur Aufnahme dieser Momente notwendige Struktur hängt vom Widerstandsmoment gegen Biegung und damit von der Geometrie ab. Je größer das Widerstandsmoment ist, desto leichter fällt die Rumpfmasse aus. Hierbei wächst das Widerstandsmoment mit der Bauhöhe wesentlich stärker als mit der Rumpfbreite.

Für flache Multi-Bubble-Rümpfe ergibt sich daher eine starke Massenzunahme. Die etwas verbesserten volumenbezogenen Massen des Hautmaterials gleichen diese Erhöhung nicht aus.

Eine Kompensation der Rumpfmassensteigerung ist durch Senkung der Flügel- und Seitenleitwerkmasse zu erzielen.

Bei einer Rumpfverbreiterung verkleinert sich die exponierte Flügelspannweite, ohne dabei Auftriebseinbußen zu erfahren. Somit sinken die Wurzelbiegemomente in der Flügelwurzel, was zu einer Reduktion der Flügelstrukturmasse führt. Da der Flügel an der Leermasse mit den größten Anteil besitzt, lassen sich auch für das Gesamtsystem deutliche Auswirkungen erwarten.

Auch die bereits erläuterte Verringerung der Seitenleitwerksfläche führt zu einer Massenreduktion. Die Leitwerksmasse verhält sich dabei überproportional zur Flächenverringerng und ist nach statistischen Daten mit der Potenz von ca. 1,22 anzusetzen (Gleichung 6-5).

**Gleichung 6-5:** 
$$m_{\text{SLW}} \propto \left(h_R^2\right)^{1,22}$$

Da das Seitenleitwerk jedoch an der Leermasse nur einen geringen Anteil hat, ist der Einfluss auf das Gesamtsystem trotz der starken Einsparung eher gering zu bewerten.

Abschließend wird die Auswirkung einer Rumpfverbreiterung auf das **Frachthandling** betrachtet.

Vorweg bleibt anzumerken, dass die Eindeckauslegung extreme Rumpfbreiten erfordert, um das Längenlimit des Flugzeuges nicht zu überschreiten. Speziell für Passagierversionen stellt sich zusätzlich der Fall der Notevakuierung problematisch dar, da weniger Notausgänge für die gleiche Zahl an Passagieren zur Verfügung stehen. Für eine Passagier- bzw. Kombi-versionen muss weiterhin beachtet werden, dass eine geeignete Trennung zwischen Fracht- und Passagierraum sichergestellt ist.

Leichte Einschränkungen ergeben sich beim Bubble-Konzept aus den vertikalen Verstre-bungen, die den Transport sperriger Lasten erschweren. Für den normalen Frachtverkehr mit Standardcontainern spielt dies eine untergeordnete Rolle. Dennoch müssen die Breiten der Frachtabteile auf Standardcontainermaße abgestimmt werden, um eine optimale Fracht-raumausnutzung zu gewährleisten.

Wesentlicher Vorteil des Bubble-Konzeptes in Verbindung mit der Eindeckauslegung ist der hohe Volumenausnutzungsgrad, der sich aus dem rechteckigen Frachtraumquerschnitt ergibt. Dieser sinkt mit zunehmender Frachtraumbreite, da die Durchmesser der Bubbles wachsen und so die Totvolumina über und unter dem Frachtraum zunehmen. Eine Steigerung der Bubble-Zahl hat eine entgegengesetzte Wirkung, da bei gleichbleibender Frachtraumbreite die Durchmesser der Bubbles wieder sinken.

Der rechteckige Frachtraum ermöglicht die Verwendung von Containern eines einheitlichen Typs und ist zudem nicht wie der Zylinderrumpf mit seinen starken Krümmungen auf Spezialcontainerformen angewiesen.

Auf die Abfertigung an sich hat die Rumpfmodifikation kaum Auswirkungen, da die Gesamt-zahl der seitlichen Frachttore weiterhin auf vier beschränkt bleibt. Somit ist der Fracht-mengenfluss konstant. Nur die kürzeren Wege der einzelnen Container zu den Toren und die geringeren Hubzeiten der Fracht wegen der niedrigeren Frachtdeckhöhe führen zu Einsparungen in der Be- und Entladezeit. Außerdem sind für die Be- und Entladung keine Spezialgeräte notwendig.

Mit Hilfe der zuvor angestellten Betrachtungen wird nachfolgend die qualitative Auswirkung einer Rumpfverbreiterung auf die Gesamtkonfiguration untersucht. Wie sich herausgestellt hat, reicht bei dieser Untersuchung die Analyse der **Flügel-Rumpf-Seitenleitwerks-Konfiguration** aus, um die gravierendsten Konsequenzen (Widerstands- und Masseneinfluss) für die Konfiguration wiederzugeben.

Dazu wird sowohl die Oberfläche als auch die Masse des Gesamtsystems mit der eines traditionellen Referenzkonzeptes ins Verhältnis gesetzt. Als Vergleichsbasis dient zunächst das Gesamtvolumen des Rumpfes, wobei beide Konzepte eine identische Rumpflänge vorweisen und die Anpassung über den Radius des Referenzkonzeptes erfolgt. Des Weiteren unterliegt das Bubble-Konzept der Forderung einer Eindeckauslegung mit einer Frachtraum-höhe von 2,6 m.

Die Ermittlung der Baugruppenmassen wird mittels Skalierung oder analytischer Ersatzmodelle vorgenommen. Die Masse des Seitenleitwerks ergibt sich unter Beachtung von Gleichung 6-5. Die Flügelmassenberechnung erfolgt mit dem im vorherigen Kapitel vorgestellten analytischen Balkenmodell.

Bei der Rumpfmassenbestimmung kommt ebenfalls ein analytisches Ersatzmodell zur Anwendung, mit dessen Hilfe verschmierte Wandstärken berechnet werden.<sup>[23][49][50]</sup> Die Gesamtwandstärke zur Aufnahme der unterschiedlichen Belastungen bestimmt sich hierbei aus der Summe der einzelnen Materialdicken.

Das Hautmaterial berechnet sich mit Hilfe der Kesselformel unter Annahme des mit einem Sicherheitsaufschlag zu Grunde gelegten Differenzdrucks von 79500 Pa.

Die Masse der zur Stabilisierung der Rumpfform notwendigen Spante wird mit typischen Spantgeometriedaten und Abständen sowie einer zur Rumpfhaut proportionalen Spantstärke ermittelt.

Die Materialdicke zur Aufnahme der Biegebelastung ergibt sich aus dem jeweiligen Widerstandsmoment der Geometrie gegen Biegung und dem lokalen Biegemoment. Für das Biegemoment entlang der Rumpflängsachse wird die Charakteristik des analytisch ermittelten Momentenverlaufs der B747 (Abbildung 6-5) herangezogen.<sup>[10]</sup>

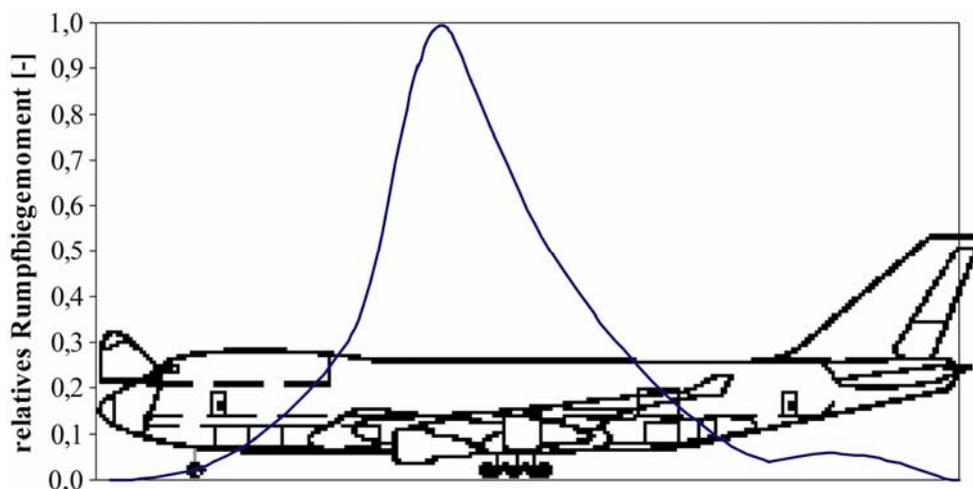


Abbildung 6-5: Analytisch ermittelter Biegemomentenverlauf der B747

Zunächst findet der Vergleich der relativen Oberflächen der einzelnen Baugruppen bei unterschiedlicher Frachtraumbreite für ein 2-, 3-, 4- und 5-Bubble-Konzept statt (Abbildung 6-6).

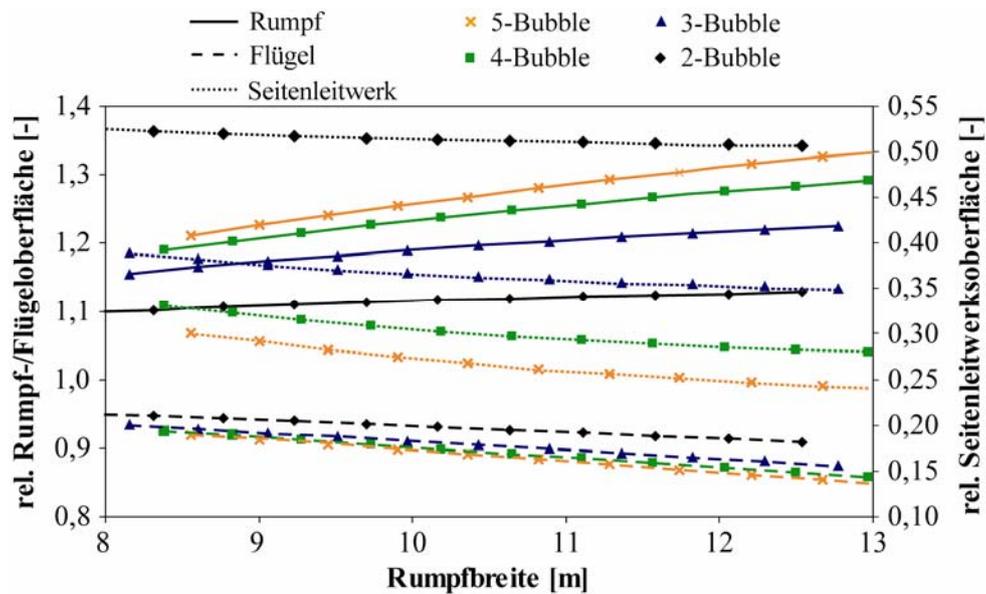


Abbildung 6-6: Oberflächenvergleich zwischen Bubble- und Zylinderrumpf

Die Grafik offenbart, dass die Rumpfoberfläche und damit der Widerstand relativ größer ist als die des Referenzkonzeptes. Das Verhältnis zwischen beiden steigt mit der Bubble-Zahl an, da sich durch die Annäherung an den Rechteckquerschnitt das O/V-Verhältnis verschlechtert. Dagegen stellt sich für die exponierte Flügeloberfläche wie auch die Seitenleitwerksfläche eine relative Abnahme ein. Bei der Flügeloberfläche fällt der Einfluss der Bubbles kaum ins Gewicht, da sich die Breite des Rumpfes durch die Bubble-Zahl nur minimal ändert. Die Seitenleitwerksfläche hingegen lässt eine deutliche Abhängigkeit von der Zahl der Bubbles erkennen, da diese die Bauhöhe stark beeinflussen. So wird für einen 5-Bubble-Rumpf die größte Einsparung gefunden.

Die Rumpfverbreiterung wirkt sich für das jeweilige Konzept negativ auf das Rumpfoberflächenverhältnis aus, während für die Flügeloberfläche eine Verbesserung zu verzeichnen ist. Das Seitenleitwerk wird von der Verbreiterung kaum berührt, da die Höhe des jeweiligen Konzeptes bei Verbreiterung nahezu konstant bleibt.

Wird nun als Vergleichsbasis nicht das Gesamtvolumen des Rumpfes, sondern das Nutzlastvolumen herangezogen, so kehrt sich für das Oberflächenverhältnis des Rumpfes die Tendenz bezüglich der Bubble-Zahl um. Zurückzuführen ist das auf den schlechteren Volumenausnutzungsgrad der Konfigurationen mit weniger Bubbles. Das minimal zu erreichende Oberflächenverhältnis liegt jetzt sogar über dem maximalen Wert im Fall der Gesamtvolumenreferenz.

Dient als Vergleich ein Referenzzylinder mit einem maximalen Durchmesser von etwa 9,1 m (vgl. ECOA-160), wobei die Volumen Anpassung über die Rumpflänge erzielt wird, so verschlechtern sich die Verhältnisse für den Rumpf noch weiter. Das liegt daran, dass sich das O/V-Verhältnis des Zylinderrumpfes wegen des großen Durchmessers deutlich verbessert hat. Der Flügel kompensiert auf Grund der nicht mehr so hohen exponierten Spannweitenunter-

schiede weniger die Oberflächenzunahme des Rumpfes. Nur das Seitenleitwerksverhältnis verbessert sich nochmals, da die Bauhöhenunterschiede weitaus gravierender zu Buche schlagen.

Die Oberflächenvergleiche lassen für den Gesamtnullwiderstand einer Bubble-Konfiguration eine Verschlechterung erwarten. Der Rumpf weist den größten Anteil am Gesamtnullwiderstand auf, so dass die hohen relativen Zunahmen auch nicht durch die immense Verbesserung der Seitenleitwerksflächenverhältnisse auszugleichen sind.

Werden die Verhältnisse der Massen bezogen auf den Vergleichszylinder mit identischer Länge und gleichem Gesamtvolumen einander gegenübergestellt, so zeichnen sich ähnliche Tendenzen wie für den Oberflächenvergleich ab (Abbildung 6-7).

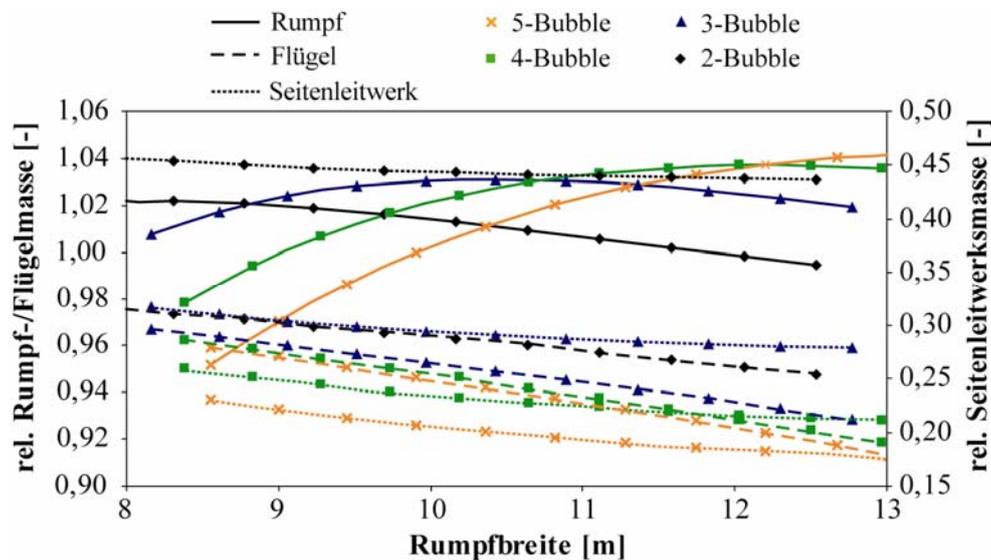


Abbildung 6-7: Massenvergleich zwischen Bubble- und Zylinderrumpf

Einzigster Unterschied ist der Verlauf für die Rumpfmassenverhältnisse. Dieser weist in speziellen Fällen ein Optimum auf. Das ist darauf zurückzuführen, dass die Rumpfmasse von dem Verhältnis zwischen Biege- und Druckanteil und daher dem maximalen Biegemoment abhängt. Grundsätzlich wird aber auch für die Rumpfmasse eine Zunahme verzeichnet, während Seitenleitwerk und Flügel relativ leichter werden. Die relativen Zu- bzw. Abnahmen von Rumpf- bzw. Flügelmasse sind nahezu identisch.

Dient für den Vergleich der Konzepte wiederum das Nutzlastvolumen als Basis, so fällt das Verhältnis für den Rumpf beim 2-Bubble-Konzept ungünstiger aus als bei der Konfiguration mit 5-Bubbles. Eine zusätzliche Rumpfmassensteigerung wird beim Vergleich mit dem 9,1 m Zylinder verzeichnet, da dieser wegen der Bauhöhe die Biegemomente deutlich besser aufnimmt als die flachen Bubble-Rümpfe.

Für die Gesamtmasse des Flugzeuges ist zu erwarten, dass diese trotz der Rumpfmassenzunahme nahezu unverändert bleibt bzw. einen nur geringen Zuwachs erfährt. Dies liegt in den fast identischen absoluten Rumpf- und Flügelmassen begründet, die so eine bessere gegenseitige Kompensation zulassen.

Abschließend sind die Ergebnisse der Berechnungen für konkrete Frachtraumbreiten aufgeführt. Die Breite und die jeweilige Bubble-Zahl sind auf die Containerunterbringung (AMA-Standardcontainer) abgestimmt. Um die maximale Rumpflänge bei Eindeckauslegung nicht zu überschreiten, muss eine mindestens dreireihige Anordnung vorgenommen werden.

Tabelle 6-1 zeigt für das jeweilige Konzept die Frachtraumbreite, das Nullwiderstands- und Massenverhältnis sowie das Gesamthöhenverhältnis. Dabei sind die Gegenüberstellungen für die Gesamtvolumen- als auch die Nutzlastvolumenreferenz jeweils für Vergleichsrümpfe mit identischer Länge bzw. konstantem Durchmesser aufgeführt.

	Konzept	Frachtraumbreite	$l_R = \text{const}$			$d_R = \text{const}$		
			$c_{w0}$	$m$	$h_{\text{ges}}$	$c_{w0}$	$m$	$h_{\text{ges}}$
Gesamtvolumenreferenz	2-Bubble	10,0	1,01	0,99	0,72	1,09	1,01	0,63
	2-Bubble	12,8	1,01	0,99	0,92	0,97	0,98	0,77
	3-Bubble	9,6	1,03	0,99	0,88	1,22	1,04	0,46
	4-Bubble	10,0	1,04	0,99	0,77	1,27	1,05	0,40
	4-Bubble	12,8	1,06	0,99	0,72	1,16	1,01	0,46
	5-Bubble	12,5	1,07	0,99	0,67	1,23	1,02	0,40
Nutzlastvolumenreferenz	2-Bubble	10,0	1,21	1,07	0,72	1,34	1,08	0,63
	2-Bubble	12,8	1,38	1,17	0,92	1,30	1,07	0,77
	3-Bubble	9,6	1,08	1,01	0,88	1,30	1,06	0,46
	4-Bubble	10,0	1,04	0,99	0,77	1,28	1,05	0,40
	4-Bubble	12,8	1,11	1,01	0,72	1,22	1,02	0,46
	5-Bubble	12,5	1,06	0,99	0,67	1,22	1,02	0,40

Tabelle 6-1: Vergleich von Bubble- und Zylinderrumpf

Das 5-Bubble-Konzept erscheint zwar grundsätzlich am geeignetsten, die Zuwächse speziell im Nullwiderstand, aber auch in der Masse sind jedoch noch zu hoch. Durch Modifikation des Bubble-Konzeptes ist indes eine Verbesserung zu erzielen. Dazu erfolgt beim Bubble-Konzept die Unterbringung der Tanks über dem Frachtraum, die durch eine Rumpfhülle umgeben sind. Dieser Bereich wird einerseits nicht bedruckt, aber andererseits strukturellmechanisch so ausgeführt, dass er Teile der Biegemomente aufnimmt. Zwar wird der Höhen-gewinn dadurch etwas geschmälert, die Nullwiderstands- und Massenverhältnisse verbessern sich aber sichtbar (Tabelle 6-2).

	Konzept	Frachtraumbreite	$l_R = \text{const}$			$d_R = \text{const}$		
			$c_{w0}$	$m$	$h_{\text{ges}}$	$c_{w0}$	$m$	$h_{\text{ges}}$
Gesamtvolumenreferenz	2-Bubble	10,0	-	-	-	-	-	-
	2-Bubble	12,8	1,03	0,96	0,71	0,94	0,96	1,11
	3-Bubble	9,6	1,03	0,98	0,60	1,08	1,00	0,81
	4-Bubble	10,0	1,02	0,98	0,54	1,07	0,99	0,71
	4-Bubble	12,8	1,02	0,94	0,52	0,98	0,96	0,78
	5-Bubble	12,5	1,02	0,96	0,49	1,00	0,97	0,70
Nutzvolumenreferenz	2-Bubble	10,0	-	-	-	-	-	-
	2-Bubble	12,8	1,41	1,17	0,71	1,22	1,04	1,11
	3-Bubble	9,6	1,08	1,00	0,60	1,14	1,01	0,81
	4-Bubble	10,0	1,03	0,98	0,54	1,08	1,00	0,71
	4-Bubble	12,8	1,08	0,97	0,52	1,02	0,97	0,78
	5-Bubble	12,5	1,02	0,95	0,49	1,00	0,97	0,70

Tabelle 6-2: Vergleich von Bubble- und Zylinderrumpf mit Tankintegration

Auch nach dieser Modifikation weist das 5-Bubble-Konzept die besten Verhältnisse auf, wobei diese deutlich unter denen der Tabelle 6-1 liegen. Zwar ist immer noch eine Nullwiderstandszunahme zu verzeichnen, sie wird aber durch die Masseneinsparung kompensiert. Dies ergibt sich aus dem geringeren Sensitivitätsfaktor bei Nullwiderstandsänderung gegenüber einer Massenvariation (vgl. Kapitel 5).

## 6.2.2 Modifikation der Triebwerksintegration

Unter Cayleyscher Betrachtung obliegt dem Triebwerk die Aufgabe, den notwendigen Schub für den Vortrieb zu erzeugen. Die häufigste Anbringung der Triebwerke im zivilen Flugzeugbau ist die Anordnung unter den Tragflächen, die Ausnahme ist die seitliche Rumpfanbringung. Sie wird häufig bei kleineren Flugzeugen verfolgt, bei denen aus Platz- oder Lärmgründen die Flügelanbringung nicht möglich bzw. akzeptabel ist.

Die Modifikation der Triebwerksintegration hat in erster Linie die Steigerung des Hochauftriebs zum Ziel, so dass sich die schlechteren Landeeigenschaften der Wasserstoffkonfiguration verbessern. Um dieses zu erreichen, dient die triebwerksgestützte Hochauftriebstechnik. Dabei sind über entsprechende Entwurfparameter mehr oder weniger starke Auswirkungen auf nachfolgende Bereiche zu verzeichnen:

- Auftrieb
- Widerstand
- Roll- und Nicksteuerung
- Masse
- Lärm

Die Erzeugung triebwerksgestützten Auftriebs als primäre Intention der modifizierten Triebwerksanbringung ist über verschiedene Methoden erzielbar. Hierbei ist eine übergeordnete Unterteilung der Methoden in intern und extern beblasene Systeme üblich. Die internen Systeme nutzen Zapfluft der Triebwerke und blasen sie über den Flügel bzw. die Klappen. Das hat den großen Nachteil, dass die Leistung des Triebwerks sinkt und eine komplexe Systemarchitektur entsteht. Die externen Varianten verwenden zur Beblasung den Abgasstrahl. So wird die Triebwerksleistung weniger beeinflusst, wohingegen unter Umständen Temperaturprobleme durch heiße Abgase entstehen. Trotz der Temperaturproblematik sind die externen Systeme zu bevorzugen. Als externe Systeme bieten sich die **externally blown flaps (EBF)** oder die **upper surface blowing Methode (USB)** an. Letztere eignet sich aus synergistischen Gründen besser und wird daher für folgende Untersuchung favorisiert.

Um beim USB den positiven aerodynamischen Effekt zu erzielen, muss die Anbringung des Triebwerks direkt über der auftriebserzeugenden Fläche (in der Regel dem Flügel) erfolgen. Als Beispiel sei die in Abbildung 6-8 dargestellte Antonov AN72 angeführt. Demgegenüber ist trotz ähnlicher Triebwerksanbringung die VFW614 ein Cayleyscher Entwurf, bei dem aus aerodynamischer Sicht kein positives Zusammenwirken von Triebwerk und Flügel vorliegt. Hier ermöglicht die Triebwerksanordnung lediglich eine Lärminderung sowie Start und Landung auf unbefestigten Pisten.



Abbildung 6-8: Triebwerksintegration bei der AN72 und der VFW614<sup>[33]</sup>

Die Steigerung des **Auftriebs** beim upper surface blowing (vgl. AN72) wird durch drei Effekte erreicht:<sup>[42]</sup>

- Zirkulationserhöhung durch hochenergetischen Triebwerksstrahl
- Auftriebskomponente durch direkte Impulsumlenkung des Triebwerksstrahls
- Ablöseverzögerung durch Zuführung hochenergetischer Triebwerksluft

Um eine möglichst ungestörte Anströmung des Triebwerks zu realisieren, ist dieses weit vorn am Flügel anzubringen. Das bietet zudem den Vorteil, dass eine größtmögliche Fläche durch den hochenergetischen Abgasstrahl beblasen wird. Zur Vergrößerung dieser Fläche findet häufig eine Auffächerung statt. Um eine konstante Übergeschwindigkeit am Profil zu gewährleisten, wird gleichzeitig mittels Klappen am Düsenausgang eine vertikale Kanalisierung des Strahls vorgenommen. Dabei ist zu beachten, dass der Strahl nicht zu flach wird und so die Reibungsverluste stark zunehmen.

Der Auftrieb steigt wie bei mechanischen Hochauftriebssystemen mit dem Klappenwinkel, bei der USB-Technik aber auch mit der Erhöhung des Blaskoeffizienten  $c_\mu$  (Gleichung 6-6).<sup>[42]</sup>

**Gleichung 6-6:**

$$c_\mu = \frac{\dot{m} \cdot v_{\text{Strahl}}}{\frac{\rho}{2} \cdot v_\infty^2 \cdot b_{\text{USB}} \cdot l_{\text{USB}}} \approx \frac{F}{\frac{\rho}{2} \cdot v_\infty^2 \cdot b_{\text{USB}} \cdot l_{\text{USB}}}$$

Wie die Gleichung erkennen lässt, nimmt mit wachsendem Schub der Blaskoeffizient und damit der Auftrieb zu. Bei gleichem Klappenwinkel ist daher im Startfall ein höherer Auftriebszuwachs zu verzeichnen als bei der Landung. Um den Auftrieb zu optimieren, sind die USB-Klappen möglichst im Innenbereich des Flügels anzusiedeln und deren Spalten geschlossen zu halten.<sup>[61]</sup> Daraus ergibt sich allerdings ein Problem im Falle eines Triebwerksausfalls. Denn dann wird die Grenzschicht im hinteren Teil des Flügels nicht mehr mit Energie versorgt, so dass die Strömung ablöst. Dies führt zu zusätzlichem Auftriebsverlust und weitergehend zu einem erhöhten Widerstand. Daher muss das Klappensystem für einen solchen Fall die Option des Öffnens der Spalten gewährleisten. Alternativ sind **boundary layer control**-Methoden (**BLC**) z.B. durch Cross-Feeding vom funktionierenden Triebwerk einsetzbar.

Gewisse Nachteile ergeben sich beim **Widerstand**. Es erhöht sich der Reibungswiderstand im Bereich der USB-Klappe, da dort die lokale Geschwindigkeit höher ist als die Anströmgeschwindigkeit. Weil das Verhältnis zwischen Strahl- und Anströmgeschwindigkeit mit zunehmender Fluggeschwindigkeit abnimmt, verringert sich so auch der Zusatzreibungswiderstand. Im Reiseflug ist daher nur noch eine kaum merkliche Widerstandserhöhung zu verzeichnen.

Des Weiteren muss in Abhängigkeit vom jeweiligen Klappenwinkel eine Schubreduktion in Kauf genommen werden. Diese fließt ebenfalls als Zusatzwiderstand in die Kräftebilanz ein. Für kleine Klappenwinkel (Startfall) ist diese Verringerung allerdings zu vernachlässigen.

Der Einfluss auf die induzierte Polare stellt sich eher positiv dar. Da die Grenzschicht durch den Triebwerksstrahl ständig mit Energie versorgt wird, erfolgt in diesem Bereich keine Strömungsablösung. Das bedeutet, dass der Polar Break zu weitaus größeren Auftriebsbeiwerten verschoben wird.

Ein weiterer nicht zu vernachlässigender Einfluss ergibt sich für die **Momentenbilanz** des Flugzeuges im Hochauftriebsfall.

Speziell für die Nickbewegung stellen sich hohe kopflastige Momente ein. Diese beruhen auf einem weit nach hinten verschobenen Druckpunkt, was aus der Superzirkulation auf der Klappe resultiert. Im Übrigen wird das Moment durch die direkte Impulsumlenkung weiter erhöht. Um den Momentenausgleich sicherzustellen, muss ein entsprechend größeres Höhenruder bzw. Leitwerk vorgesehen, oder aber durch geeignete Maßnahmen dessen Wirkung erhöht werden.

Ein besonderes Problem in Bezug auf den Momentenhaushalt stellt ein Triebwerksausfall dar. Dadurch entstehen Giermomente, die durch die längsachsennahe Anbringung der Triebwerke bei einer USB-Konfiguration aber etwas geringer ausfallen. Allerdings sind die Rollmomente durch den Auftriebsverlust auf einer Flügelseite immens. Erst daraus ergibt sich in erster Linie die Forderung nach einer rumpfnahen Anbringung der Triebwerke.

Aus **massentechnischer Sicht** sind nur untergeordnete Auswirkungen zu verzeichnen. Leichte Massenzuwächse ergeben sich aus der modifizierten Triebwerksdüse mit variabler Klappe wie auch aus teilweise schwereren Oberflächenmaterialien der USB-Klappe. Letztere sind unter Umständen erforderlich, um den erhöhten Temperaturbelastungen standzuhalten. Die marginale Massenzunahme wird aber durch verkürzte Triebwerksträger und verringerte Gondeloberflächen wieder kompensiert. Der bedeutendere Einfluss auf die Masse ergibt sich aus der rumpfnahen Triebwerksanbringung. Dies führt dazu, dass der entlastende Biegemomentenbeitrag für den Flügel deutlich sinkt und so zur Erhöhung seiner Strukturmasse beiträgt.

Als letzter Punkt ist der synergistische Nutzen auf Grund der veränderten Triebwerksanbringung bezüglich der **Lärminderung** anzuführen.

Da das Triebwerk speziell im Startfall eine starke Geräuschquelle darstellt, sind besondere Anstrengungen zur Senkung dieses Lärms zu unternehmen. Hierzu werden zumeist aktive Maßnahmen betrieben, z.B. die Verwendung von besonderen Lärmisolationen oder die Erzeugung von Antischall. Letztgenanntes basiert auf der Überlagerung von Schallwellen mit einer Phasenverschiebung von  $180^\circ$ , was eine Auslöschung bestimmter Frequenzen

ermöglicht. Alle aktiven Methoden ziehen zumeist eine Massenerhöhung nach sich und steigern die Komplexität.

Aus diesen Gründen ist die passive Lärmreduktion durch Abschirmung des Triebwerks mit Hilfe von Tragflächen oder sonstigen Flugzeugbaugruppen zu bevorzugen. Der Effekt der Abschirmung in gezielte Richtungen durch bestimmte Flugzeugbaugruppen ist hierbei vergleichbar mit den Schallschutzwänden an Autobahnen.

Die wesentlichen akustischen Effekte, die bei dieser Abschirmung eine Rolle spielen, sind die Reflexion und die Beugung von Schallwellen. Für Erstgenanntes gilt wie beim Licht das Reflexionsgesetz, bei dem der Einfallswinkel der Schallwelle dem des Ausfallswinkels entspricht. Letzteres führt dazu, dass die Schallwellen um ein Hindernis gebeugt werden und so auch dahinter noch Geräusche wahrnehmbar bleiben. Um diese Beugungseffekte zu minimieren und den größten Abschirmungseffekt zu erzielen, muss das Hindernis deshalb wesentlich größer als die Wellenlänge des Schallsignals sein. Das bedeutet, dass beim Triebwerkslärm eher die hochfrequenten tonalen Komponenten ( $>1$  kHz) des Fans, Verdichters oder der Turbine mit ihren starken Schallpegeln abgeschirmt werden, weniger die tieffrequent breitbandigen, leiseren Strahlkomponenten.

Um den Effekt für eine gezielte Tragflächenabschirmung zu veranschaulichen, dient ein im reflexionsarmen Raum der Universität der Bundeswehr München durchgeführter Versuch.<sup>[66]</sup> Die Simulation des Triebwerks erfolgt hierbei mittels eines Lautsprechers, der über einer maßstabsgetreuen Platte (Flügel) angebracht ist. Über die Messung des Schallpegels für ausgewählte Frequenzen sowie verschiedene Lautsprecherpositionen mit und ohne Platte wird der Abschirmungseffekt sichtbar gemacht (Abbildung 6-9).

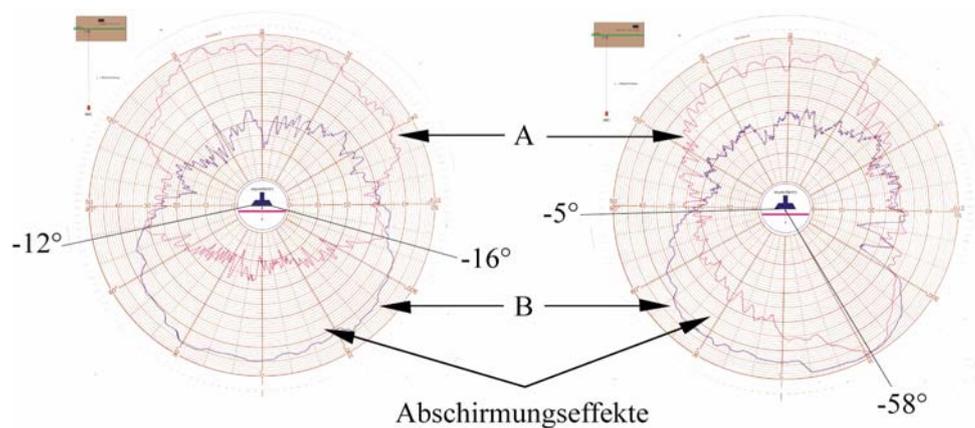


Abbildung 6-9: Abschirmungseffekt einer Tragfläche bei einem 1,5 kHz Signal<sup>[66]</sup>

Im linken Teil der Abbildung lässt sich klar die Schallminderung erkennen, da der Versuch mit Flügel (Linie A) unterhalb desselben einen geringeren Schallpegel aufweist als ohne Tragfläche (Linie B). Der Restpegel unter der Tragfläche rührt aus Beugungseffekten her. Diese schwächen mit zunehmender Frequenz ab, so dass der Abschirmungseffekt immer

deutlicher wird. Die Erhöhung des Pegels oberhalb der Tragfläche ist auf die Reflexion an der Flügeloberseite zurückzuführen.

Im rechten Bereich der Abbildung 6-9 ist die Auswirkung der Triebwerkspositionierung zu beobachten. Da durch Verschieben des Triebwerks in Richtung Vorderkante eine Verkürzung der Abschirmlänge erfolgt, nehmen die Beugungseffekte zu. Die Lärminderung für den nach vorne abgestrahlten Fanlärm fällt daher geringer aus.

Für Betrachtungen am Flugzeug bleibt festzuhalten, dass die Flügeltiefe die dimensionierende Größe für die Abschirmung darstellt, da die Spannweite immer deutlich größer ist. Eine rumpfnaher Anbringung wirkt sich daher auch auf den Lärm positiv aus (lokal größte Flügeltiefe). Allerdings ist durch die vorwärts verlegten Triebwerke eine Abschirmung des nach vorn abgestrahlten Fanlärms nicht in vollem Umfang möglich.

Abschließend bleibt festzustellen, dass durch die veränderte Triebwerksanbringung vor allem der Hochauftrieb, darüber hinaus die Lärmcharakteristik des Flugzeugs verbessert werden. Die demgegenüber aufgezeigten Nachteile haben nur begrenzte Auswirkungen auf die Leistung des Gesamtsystems, so dass für eine Detailauslegung diese modifizierte Triebwerksintegration zur Anwendung kommt.

### 6.3 Die Gesamtkonfiguration des SYNA-160

Auf Basis der zuvor beschriebenen Modifikationen wird an dieser Stelle die Detailauslegung der neuen Konfiguration ausgeführt. Auf Grund der synergistischen Gesamtsystembetrachtung des Konzeptes SYNA-160 (**sy**nergy **air**craft) erfährt die gesamte Konfiguration eine grundlegende Überarbeitung. Das modifizierte Konzept ist in Abbildung 6-10 mittels einer Dreiseitenansicht dargestellt.

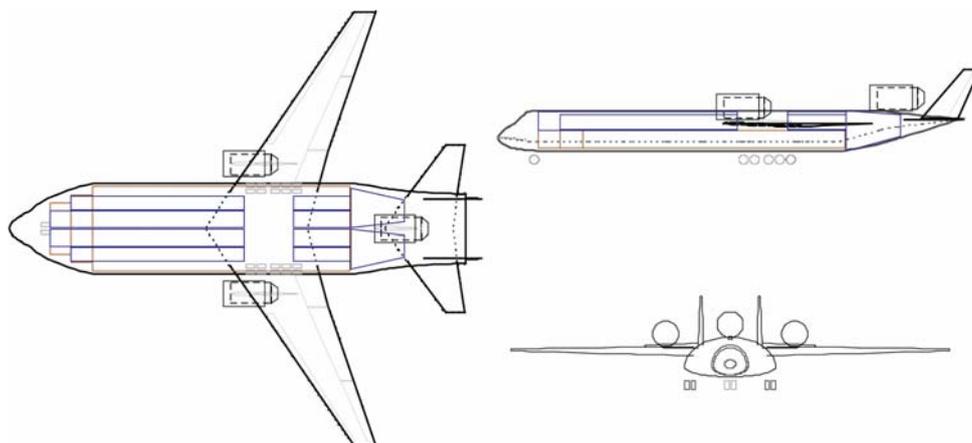
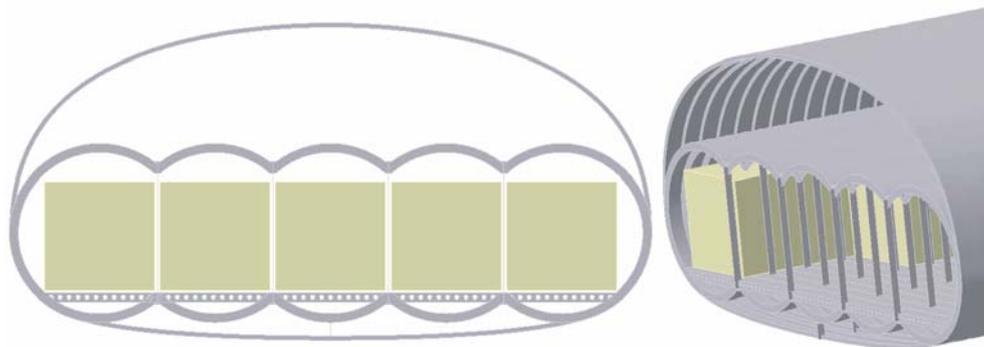


Abbildung 6-10: Dreiseitenansicht des SYNA-160

Als **Rumpfgeometrie** wird ein 5-Bubble-Konzept favorisiert, das sich auf Grund der Voruntersuchungen als geeignetste Lösung herauskristallisiert. Die Gesamtfrachtraumbreite beträgt 12,5 m, so dass in den einzelnen Frachtabteilen der Bubbles jeweils die Unterbringung eines AMA-Standardcontainers möglich ist. Der überbreite Frachtraum mit fünfreihiger Containeranordnung ergibt sich hierbei aus der Eindeckauslegung, da andernfalls die maximale Flugzeuglänge von 80 m überschritten würde. Die Frachtraumhöhe liegt durchgehend bei 2,6 m. Auf Grund der Rumpfeinschnürung im Bugbereich reduziert sich dort die Containerunterbringung auf vier bzw. drei Reihen. Insgesamt bietet der Frachtraum so 67 AMA-Standardcontainern Platz. Daraus errechnet sich ein mit Containern nutzbares Volumen von  $1005 \text{ m}^3$ . Bei einer Nutzlast von 160 to führt dies zu einem Volumen/Nutzlast-Verhältnis von  $6,28 \text{ m}^3/\text{to}$ . Die Frachtraumgeometrie einschließlich der geschilderten Containerunterbringung vermittelt Abbildung 6-11.

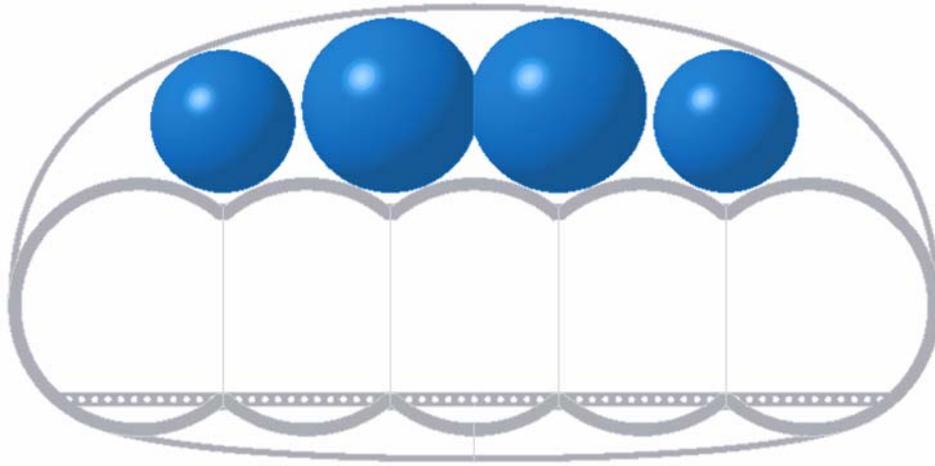


**Abbildung 6-11: Frachtraum des SYNA-160**

Die maximale Beladungshöhe reduziert sich wegen der Eindeckauslegung auf etwa 2,5 m, womit sie deutlich unter der des UHCA-160 und des ECOA-160 liegt. Die **Beladung** wird durch insgesamt vier seitliche Frachttore gewährleistet. Zwei befinden sich im vorderen Drittel des Frachtraumes und zwei am Ende. Trotz des weit zurückverlegten Tragflügels ist auf Grund seiner hohen Positionierung in Verbindung mit den über dem Flügel angebrachten Triebwerken eine gute Zugänglichkeit der hinteren Frachttore sichergestellt. Zur Beladung der mittleren Frachtabteile sind die strukturmechanisch notwendigen Verstrebungen im Bereich der Ladetore unterbrochen.

Neben der seitlichen Beladung wird der Zugang des Frachtraums um ein nach oben öffnendes Bugladetor erweitert. Das trägt wie beim UHCA-160 zur Verringerung der Beladungszeit bei und ermöglicht überdies das Verladen sperriger Lasten. Die zulässige Breite von Sonderfracht ist aber durch die Verstrebungen im Frachtraum stärker beschnitten als beim UHCA-160. Zur Realisierung des Bugladetors wird das Cockpit über dem Frachtraum platziert.

Die **Tankintegration** erfolgt zum einen über dem Frachtraum und zum anderen im sich einschnürenden Heckteil des Rumpfes (Abbildung 6-12).



**Abbildung 6-12: Tankanordnung oberhalb des Frachtraumes**

Die oberen Tanks erstrecken sich über die gesamte Frachtraumlänge und sind lediglich im Bereich der Flügeldurchführung unterbrochen. Der Einbau erfolgt dabei in die Bubble-Schnittstellen, um eine möglichst geringe Bauhöhe des Rumpfes zu realisieren und das Volumen optimal auszunutzen. Insgesamt finden so vier nebeneinander liegende Tankröhren Platz. Durch die kleinen Durchmesser (im Schnitt 2,5 m) ergeben sich relativ hohe O/V-Verhältnisse.

Der Hecktank wird durch zwei nebeneinander untergebrachte kegelstumpffartige Einzeltanks gebildet, die sich über die gesamte Rumpfhöhe erstrecken.

Ein wesentlicher Gesichtspunkt dieser Unterbringung ist die Trennung von Tank- und Frachtraum sowie die hohe Lage der Treibstofftanks. Diese sind so im Falle einer Beschädigung besser geschützt. Eine Verflüchtigung des Wasserstoffs oder ein Brand fände somit oberhalb der Passagier- bzw. Frachtkabine statt, d.h. im „sicheren Bereich“.

Die seitliche Einschnürung des Rumpfhecks wird in moderaten Grenzen gehalten, um die Integration des Rumpfruders sowie die Anbringung des hinteren Triebwerks zu vereinfachen. Durch den breiteren Rumpf im Heckbereich verringert sich zudem der destabilisierende Nickmomentenbeitrag.

Das SYNA-160 ist als **Mitteldecker-Anordnung** ausgeführt, so dass die Flügeldurchführung über dem Frachtraum liegt und dieser nicht unterbrochen wird. Der V-Winkel wird mit null Grad angesetzt.

Der weit hinten liegende Schwerpunkt erfordert eine ebenfalls heckwärtige Positionierung des Flügels. Nur so ist eine zu große Instabilität der Flügel-Rumpf-Kombination vermeidbar (vgl. McDonnell Douglas MD80). Alle weiteren Flügelparameter sind zur besseren Vergleichbarkeit mit denen des ECOA-160 identisch.

Eine Besonderheit des SYNA-160-Flügels stellt das Hochauftriebssystem dar. Im Außenbereich findet wie beim ECOA-160 an der Vorderkante ein SLAT und an der Hinterkante bis etwa 70 % der Spannweite ein Einfach-Fowler-System Verwendung.

Neuerung ist das erläuterte triebwerksgestützte USB-System, das durch die etwa 5,8 m breite USB-Hinterkantenklappe repräsentiert wird. Diese schließt direkt an den Rumpf an, um die bei Triebwerksausfall aus dem Auftriebseinbruch resultierenden Rollmomente zu verringern. Die Mitteldecker-Anordnung ermöglicht die Kanalisierung des Triebwerkstrahls. So wird eine Auffächerung bzw. ein Abströmen des hochenergetischen Triebwerksstrahls über den Rumpf verhindert, was sonst zu einer leichten Reduktion des Auftriebs führt.<sup>[55]</sup>

Zum Ausgleich der starken abrichtenden Momente der USB-Hochauftriebstechnik im Start- und Landevorgang erfolgt die Integration eines **Rumpfruders**. Dieses wird an der Hinterkante des breiten Rumpfes eingebaut und durch ein weiteres Triebwerk beblasen. Damit wird den hohen Momenten mit der gleichen Technik begegnet, die sie erzeugt. Durch den langen Hebelarm des Rumpfruders zum Schwerpunkt ist nur geringer Zusatzabtrieb zur Realisierung der Rotation bei Start und Landung notwendig.

Zur Sicherstellung des Stabilitätsverhaltens wird ein zusätzliches **Höhenleitwerk** seitlich am Rumpf angebracht. Es ist als all-moving-tail ausgeführt, um bei Triebwerksausfall kurzzeitig die Steuerfunktion des Rumpfruders zu übernehmen, wenngleich dieses insbesondere bei hohen Anstellwinkeln im Vergleich zum konventionellen Höhenruder hier weniger an Wirkung verliert.

Durch die tiefe Position des Höhenleitwerks treten bei großen Klappenausschlägen am Flügel und hohem Blaskoeffizient ( $c_{\mu}$ ) deutlich stärkere Abwindwinkel auf.<sup>[21]</sup> Dies verringert die Effektivität des Leitwerks, was aber durch die Staudruckerhöhung in Folge der durch die Flügeltriebwerke erzeugten Übergeschwindigkeiten teilweise kompensiert wird. Vorteil der tiefen Leitwerksanordnung ist, dass sich das Leitwerk mit zunehmendem Anstellwinkel aus dem Abwind herausbewegt und so an Wirksamkeit gewinnt. Hiermit werden eine „pitch-up“-Tendenz bzw. ein „deep stall“ verhindert und der Sicherheit zusätzlich Rechnung getragen.

Das SYNA-160 besitzt auf Grund der Abschirmwirkung des breiten Rumpfes ein **Doppelseitenleitwerk**. Damit ist auch bei höheren Anstellwinkeln eine bessere Anströmung des Leitwerks gewährleistet. Durch die beiden Leitwerke sinkt bei gleichbleibender Streckung die Bauhöhe, was insgesamt zu einer geringeren Flugzeughöhe führt. Ein weiterer Vorteil ergibt sich aus der Endscheibenwirkung der Seitenleitwerke auf das Rumpfruder. Damit wächst dessen Effektivität, weil eine Umströmung der Ruderseitenkanten erschwert wird.

Grundsätzlich bleibt für die Leitwerke festzuhalten, dass sich wegen des weit nach hinten verschobenen Schwerpunktes die Hebelarme etwas verkleinern. Für das Seitenleitwerk kommt erschwerend hinzu, dass sich der Hebelarm der destabilisierenden Rumpffseitenfläche noch zusätzlich vergrößert.

Als **Antrieb** werden weiterhin High-Bypass-Triebwerke vorgesehen, deren Gesamtanzahl sich auf drei reduziert. Wie schon angeführt, sind zur Erzielung des triebwerksgestützten Hochauftriebs zwei rumpfnah auf den Flügeln und das dritte Triebwerk auf dem Rumpfheck platziert. Im Sinne geringer Kosten (Wartung, Ersatzteile) sind diese baugleich.

Die Entscheidung zu Gunsten eines einzelnen Hecktriebwerks ergibt sich zwangsläufig aus der verfügbaren Breite zwischen den Seitenleitwerken. Nur so wird ein ausreichender Abstand zwischen Leitwerk und Triebwerk erzielt und damit eine ungestörte Anströmung des Seitenleitwerks gewährleistet.

Ein einzelnes Hecktriebwerk zieht zudem den Schwerpunkt nicht so stark nach hinten, so dass die Leitwerkshebelarme wieder leicht anwachsen.

Durch die geringere Triebwerksanzahl erhöht sich der Standschub eines jeden Triebwerks, was zur Steigerung des maximalen Blaskoeffizienten und des Auftriebs führt. Die besondere Anordnung der Triebwerke ermöglicht eine hohe Lärmreduktion. Gerade das hintere Triebwerk ist aus akustischer Sicht optimal platziert, da der Lärm durch den Rumpf nicht nur nach unten, sondern durch die Seitenleitwerke auch zur Seite abgeschirmt wird.

Auf Grund der hohen Einbauorte aller drei Triebwerke stellt sich ein Reparaturausbau etwas komplizierter dar. Demgegenüber bieten sie jedoch für sonstige Wartungsarbeiten den Vorteil, dass sowohl Flügel als auch Rumpf als Arbeitsplattform dienen und keine Spezialgeräte notwendig sind.

Die Anbringung des **Fahrwerks** für das SYNA-160 erfolgt wegen der Mitteldecker-Anordnung am Rumpf. Das führt zwar wegen Rumpfstärkungen zu leicht steigender Masse, wird aber durch ein kürzeres Fahrwerk bzw. entfallende Verstärkungen am Flügel ausgeglichen.

Um eine ausreichende seitliche Kippstabilität zu erreichen, muss das Fahrwerk weit außen angebracht werden. Wegen des tiefliegenden Schwerpunktes und der großen Rumpfbreite ist dies aber ohne Probleme realisierbar.

### 6.3.1 Missionsanpassung und Optimierung

Bei der Optimierung des SYNA-160 kommt erneut eine modifizierte Rumpfskaliermethode zur Anwendung. Hier erfolgt die Anpassung des Tankraumes nicht mehr -wie beim ECOA-160- durch Einfügen von Tankscheiben bei gleichzeitiger Verlängerung des Rumpfes. Das Prinzip des über dem Frachtraum liegenden Tankbereichs erfordert vielmehr eine Rumpfhöhenangleichung zur Steigerung der Tankkapazität. CADEHYP ermöglicht hierzu die Skalierung des gesamten Rumpf- bzw. Tankquerschnittes. Da die Treibstoffvariation bei der Optimierung gering ist, erfasst diese Option alle wesentlichen Effekte auf die Gesamtkonfiguration mit ausreichender Genauigkeit. Des Weiteren werden durch mehrmaliges Nachrechnen und erneutes Skalieren der jeweiligen, optimierten Konfiguration Fehler auf Grund der modifizierten Rumpfskalierung minimiert.

Die unter vorgenannten Annahmen durchgeführten Optimierungsberechnungen führen zu dem in Abbildung 6-13 dargestellten Auslegungsdiagramm.

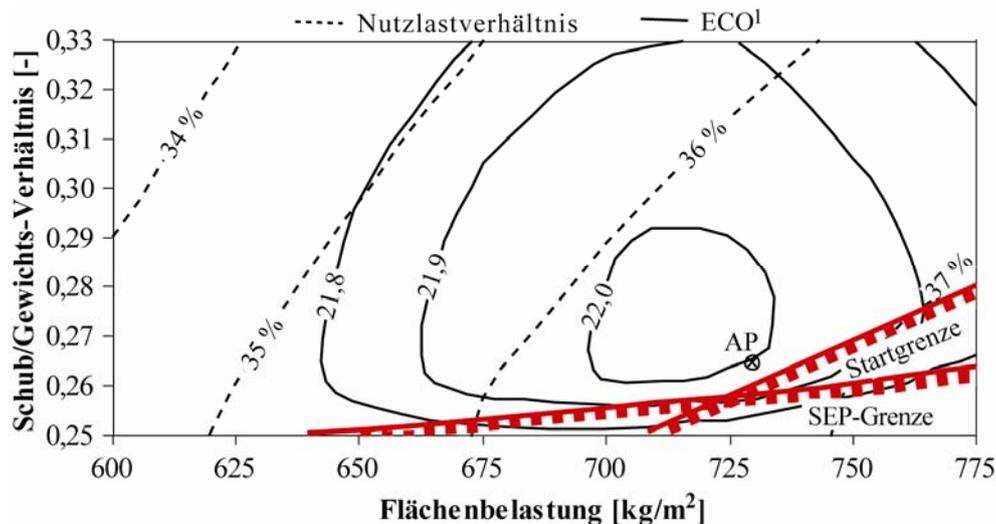


Abbildung 6-13: Auslegungsdiagramm des SYNA-160

Wie auch bei der traditionellen Wasserstoffkonfiguration aus dem vorangegangenen Kapitel stellt die Spannweitenbegrenzung wegen der geringen Abflugmassen im aufgezeigten Optimierungsbereich keine Einschränkung dar.

Auffallend ist, dass die zuvor einschränkende Landegrenze im abgebildeten Wertebereich nicht mehr zu identifizieren ist. Obwohl das Verhältnis von Lande- zu Abflugmasse keine Änderungen aufweist, liegt die Landegrenze bei Flächenbelastungen von mehr als  $900 \text{ kg/m}^2$ . Das erklärt sich aus deutlich gesteigertem Hochauftrieb durch die USB-Technik, was zu einer erheblichen Senkung der Anflug- bzw. Landegeschwindigkeiten führt.

Auch auf den Startfall wirkt sich der gesteigerte Auftrieb positiv aus, so dass die Startgrenze zu leicht niedrigeren Schub/Gewichts-Verhältnissen verschoben ist.

Durch den etwas verringerten Nullwiderstand stellt sich des Weiteren eine Absenkung der SEP-Grenze ein.

Das  $\text{ECO}^1$ -Optimum wird anhand des Auslegungsdiagramms bei einer Flächenbelastung von etwa  $730 \text{ kg/m}^2$  und einem Schub/Gewichts-Verhältnis von ca. 0,265 lokalisiert. Auf Grund der verschobenen Landegrenze liegt dieses Wertepaar im Gegensatz zum ECOA-160 auch im zulässigen Auslegungsbereich. Selbst eine Erhöhung des Nullwiderstandsbeiwertes, was zu einer leichten Verschiebung des  $\text{ECO}^1$ -Optimums zu höheren Flächenbelastungen führt, ermöglicht die Anpassung des Auslegungspunktes an den  $\text{ECO}^1$ -Bestwert.

Für den Auslegungspunkt stellt sich ein  $\text{ECO}^1$ -Wert von ca. 22 km-to/kg und ein Nutzlastverhältnis von 36,5 % ein. Die Verbesserung im Nutzlastverhältnis gegenüber dem ECOA-160 ergibt sich aus der geringeren Abflugmasse in Folge der höheren Flächenbelastung. Für den  $\text{ECO}^1$ -Wert ist die Steigerung gegenüber dem ECOA-160 auf den verminderten Treibstoffverbrauch auf Grund des geringeren Nullwiderstands und die Auslegung bei optimaler Flächenbelastung zurückzuführen.

Die wesentlichen geometrischen Parameter der optimierten Konfiguration enthält [Tabelle 6-3](#).

Bezeichnung	Parameter	Einheit	SYNA-160
Flächenbelastung	$m_A/S_{Ref}$	$kg/m^2$	730
Schub/Gewichts-Verhältnis	$F_{max}/G_A$	-	0,265
Spannweite	b	m	65,8
Höhe	h	m	14
Länge	l	m	70,5
Referenzfläche	$S_{Ref}$	$m^2$	595
Flügelstreckung	$\Lambda$	-	7,25
Flügelpfeilung	$\varphi$	°	34
Rumpfbreite	$b_R$	m	13,6
Rumpfhöhe	$h_R$	m	6,1
Rumpflänge	$l_R$	m	68,2
Rumpfvolumen	$V_R$	$m^3$	3500
Nutzlastvolumen	$V_{Nutz}$	$m^3$	1005
Treibstoffvolumen (Rumpf)	$V_{Treib}$	$m^3$	855
Benetzte Oberfläche	$O_{wet}$	$m^2$	3247

Tabelle 6-3: Technische Daten des SYNA-160

Als bedeutende Änderungen in den geometrischen Daten sind sowohl die Rumpf-/Flugzeuglänge als auch die Gesamthöhe der Konfiguration zu erwähnen. Diese Dimensionen erfahren gegenüber dem traditionellen Wasserstoffkonzept nicht zuletzt auf Grund des veränderten Rumpfkongzeptes eine deutliche Reduktion. Die Rumpflänge sinkt angesichts der extremen Breite trotz der Eindeckauslegung um ca. 7 %. Für die Gesamthöhe von Rumpfunterseite bis zur Seitenleitwerksspitze ergibt sich sogar eine Reduktion um 37 %. Der Wertevergleich für die Gesamthöhe des Flugzeugs fällt durch das kürzere Fahrwerk des SYNA-160 sogar noch etwas besser aus.

Die Spannweite sinkt ebenfalls um etwa 7 %, was unmittelbar auf die verringerte Abflugmasse bzw. die höhere Flächenbelastung, aber mittelbar doch auf grundlegende Konzeptänderungen zurückzuführen ist.

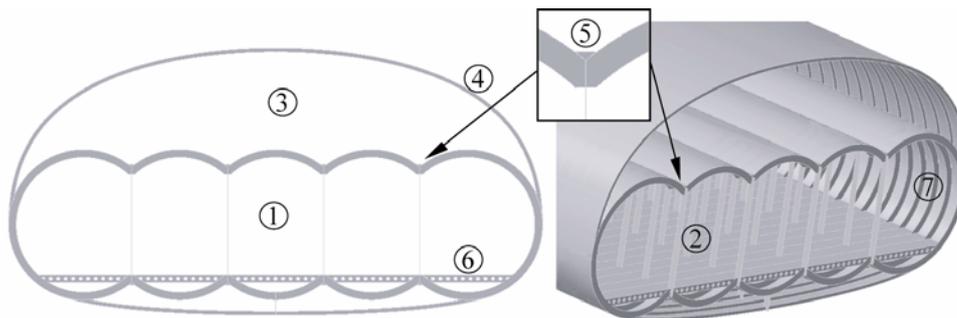
Festzuhalten bleibt, dass das SYNA-160 in den Dimensionen -speziell bei der Rumpfgröße- eine deutlich bessere Integration in Infrastrukturen ermöglicht. In Bezug auf die Größe des Flugzeuges ist das SYNA-160 gegenüber den vorherigen Konzepten wesentlich massen- wie auch volumenunkritischer.

### 6.3.2 Struktur und Massen

Der Massenermittlung für das SYNA-160 liegen grundsätzlich identische Verfahren und Entwurfsmargen wie bei den vorangegangenen Konzepten zu Grunde.

Lediglich die Rumpfmassenermittlung erfolgt über eine Anpassung der volumenbezogenen Einheitsmassen, weil für das neue Strukturkonzept keine Statistikdaten vorliegen.

Das **Strukturkonzept** des Rumpfes stellt sich im Einzelnen in Abbildung 6-14 dar.



**Abbildung 6-14: Strukturkonzept des SYNA-160**

Der Frachtraum (1) wird durch die fünf einzelnen Zylindersegmente gebildet und ist wegen der Frachtunterbringung bedruckt. Zur Aufnahme der daraus resultierenden Zugkräfte sind vertikale Verstrebungen (2) an den Bubble-Schnittstellen als Zuganker in die Struktur eingebracht. Der über dem Frachtraum befindliche Tankraum (3) ist unbedruckt. Er wird durch eine Rumpfschale (4) aerodynamisch günstig abgedeckt. Das Hautmaterial muss daher nur den aerodynamischen Luftkräften standhalten, was zu einer Massenreduktion führt.

Zur Aufnahme der Biegemomente in Längsrichtung sind an den Bubble-Schnittstellen verstärkte Y-Träger (5) angebracht, die durch den großen Abstand zur neutralen Faser ein hohes Widerstandsmoment gegen Biegung liefern. Um das Widerstandsmoment weiter zu steigern, wird die gesamte Abdeckung des Tankraums zur Biegemomentenaufnahme herangezogen. Auch hier ist der große Abstand der Stringer zur neutralen Faser förderlich.

Die ungerade 5-Bubble-Konfiguration in Verbindung mit der Tankabdeckung ermöglicht des Weiteren auf Grund der Bauhöhe eine gute Aufnahme von Biegemomenten quer zur Rumpflängsachse. Zusätzlich trägt der als Biegeträger ausgeführte Frachtboden (6) mit dazu bei, diese Kräfte aufzunehmen.

Die Rumpfspanten (7) erstrecken sich über den gesamten Bubble-Umfang und die Tankabdeckung. Sie sorgen für ausreichende Stabilität der Rumpfhaut gegen Beulen bzw. verkürzen die Länge der Stringer. Im unbedruckten Bug- bzw. Heckbereich erfolgt der Übergang der Bubble-Form auf eine elliptische bzw. zylindrische Form. Dazu werden zusätzliche Verstrebungen in die Struktur eingebracht.<sup>[7]</sup>

Um die **Massenabschätzung** dieses Konzeptes vorzunehmen, kommt das bei der Rumpfmodifikationsuntersuchung herangezogene analytische Balkenmodell zur Anwendung. Mit diesem wird das Massenverhältnis zwischen Bubble- und Zylinderkonzept ermittelt und damit die neue Einheitsmasse bestimmt. So ergibt sich für den im mittleren Rumpfabschnitt konstanten Querschnitt ein massereduzierender Faktor von etwa 0,9. Auf Grund der zusätzlichen Verstreubungen im Bug- und Heckbereich wird dort die ursprüngliche Einheitsmasse beibehalten.

Nach der Optimierung stellt sich für das SYNA-160 eine maximale Abflugmasse von ca. 435 to ein. Der für die Mission benötigte Treibstoff beträgt hierbei etwa 60,5 to. Beide Werte fallen gegenüber dem ECOA-160 nochmals niedriger aus. Daraus resultiert eine leichte Senkung des Treibstoffanteils und damit eine 2 %ige Steigerung des Nutzlastanteils. Das Leermassenverhältnis bleibt nahezu konstant.

Die Gruppenmasse-Aufstellung für das SYNA-160 zeigt Tabelle 6-4. Neben den absoluten Massen sind die relativen Anteile bezogen auf die Abflug- bzw. die Leermasse ebenfalls aufgeführt.

<b>Gruppenmasse-Aufstellung gekürzte Fassung Starrflügelflugzeuge SYNA-160</b>			
<b>Massehauptgruppe</b>			
Baugruppe	<b>m [kg]</b>	<b>m/m<sub>A</sub> [%]</b>	<b>m/m<sub>L</sub> [%]</b>
<b>Struktur</b>	<b>147751</b>	<b>33,9</b>	<b>68,9</b>
Tragwerk	58992	13,6	27,5
Höhenleitwerk	4326	1,0	2,0
Seitenleitwerk	2713	0,6	1,3
Stabilisierungsflosse	0	0,0	0,0
Rumpfwerk	58387	13,4	27,2
Bugfahrwerk	2654	0,6	1,2
Hauptfahrwerk	15040	3,5	7,0
Fahrwerksgondel	0	0,0	0,0
Triebwerkseinbau und Gondel	5639	1,3	2,6
Lufteintritt	0	0,0	0,0
<b>Antriebsanlage</b>	<b>35815</b>	<b>8,2</b>	<b>16,7</b>
Triebwerk	19641	4,5	9,2
Hilfsgerätegetriebe und -antriebe	0	0,0	0,0
Gasaustrittsanlage	0	0,0	0,0
Schmierstoffanlage	715	0,2	0,3
Gesamtschmierstoff	185	0,0	0,1
Kraftstoffanlage	14599	3,4	6,8
Kraftstoffreste	552	0,1	0,3
Triebwerksbedienanlage	123	0,0	0,1
Anlassanlage	0	0,0	0,0
<b>Standardausrüstung</b>	<b>14086</b>	<b>3,2</b>	<b>6,6</b>
Steuerungsanlage	0	0,0	0,0
Hilfstriebwerksanlage (APU)	305	0,1	0,1
Instrumentenanlage	0	0,0	0,0
Hydraulische und pneumatische Anlage	3133	0,7	1,5
Elektrische Anlage	2138	0,5	1,0
Elektronische Anlage	2188	0,5	1,0
Bewaffnungsanlage	0	0,0	0,0
Ausstattung und Einrichtung	1876	0,4	0,9
Integriertes Absetz- und Ladesystem	0	0,0	0,0
Klimaanlage	2246	0,5	1,0
Enteisungsanlage	2200	0,5	1,0
Hilfsausrüstung	0	0,0	0,0
<b>Masseabweichungen</b>	<b>16917</b>	<b>3,9</b>	<b>7,9</b>
<b>Leermasse</b>	<b>214569</b>	<b>49,3</b>	<b>-</b>
Besatzung und Dienstlast	170	0,0	-
<b>Nutzlast</b>	<b>160000</b>	<b>36,8</b>	<b>-</b>
<b>Leertankmasse</b>	<b>374739</b>	<b>86,1</b>	<b>-</b>
<b>Kraftstoff</b>	<b>60568</b>	<b>13,9</b>	<b>-</b>
<b>Startmasse</b>	<b>435307</b>	<b>-</b>	<b>-</b>

Tabelle 6-4: Gruppenmasse-Aufstellung des SYNA-160

Die Gruppenmasse-Aufstellung des SYNA-160 liefert ähnliche Massenverhältnisse wie die des ECOA-160. Etwas deutlichere Abweichungen sind für die Flügel-, Rumpf- und Tankmasse festzustellen.

Die Flügelstruktur des SYNA-160 erfährt als Folge der reduzierten Triebwerkszahl und der rumpfnahen Anbringung einen leichten Biegemomentenzuwachs in der Flügelwurzel. Das führt zu einer Massenzunahme von etwa 5 %. Dieser Massenzuwachs wird durch die Reduktion der exponierten Flügelspannweite kompensiert. Der eigentliche Gewinn bei der Flügelstrukturmasse von mehr als 10 % rührt daher aus der höheren Flächenbelastung und der verringerten Abflugmasse her.

Obwohl Teile des Flügels und der Rumpfhaut direkt mit dem heißen Abgasstrahl beblasen werden, sind hier keine Hochtemperaturmaterialien notwendig. Auf Grund der High-Bypass-Triebwerke liegen die Temperaturbelastungen nämlich nur zwischen 150-200 °C, so dass sich weiterhin leichte Aluminiumlegierungen (z.B. Al 6xxx) als Hautmaterialien eignen.

Die Minderung der Rumpfstrukturmasse erklärt sich im Wesentlichen durch die gesunkene Einheitsmasse für den Frachtbereich.

Gegenüber der Flügel- und Rumpfmassensenkung muss allerdings für das Tanksystem trotz verkürzter Rohrleitungen zwischen Tanks und Triebwerk eine Massenerhöhung hingenommen werden. Sie resultiert aus der höheren Isolierungsmasse auf Grund des schlechteren O/V-Verhältnisses der oberen Tanks. Gegenüber dem ECOA-160 ist so für das SYNA-160 ein etwa 25 %iger Zuwachs der Tankmasse bezogen auf das Treibstoffvolumen zu verzeichnen.

Der **Schwerpunkt** des leeren Flugzeugs liegt wegen des Hecktriebwerks mit 39 m (57 % der Rumpflänge) relativ weit hinten. Bei zusätzlicher Nutzlastbeladung verschiebt sich dieser um ca. 4,5 m nach vorn, also deutlich mehr als beim ECOA-160. Ursache ist, dass die Nutzlast weit in den Bugbereich hineinragt. Hinzu kommt, dass der Heckbereich für Nutzlast durch die Eindeckauslegung nicht nutzbar ist.

Ein gezieltes Treibstoffmanagement ermöglicht zwar die Beeinflussung der Schwerpunktsposition im Reiseflug über eine lange Flugstrecke, verhindert aber letztendlich die Erhöhung der Trimmwiderstände nicht vollkommen.

### 6.3.3 Aerodynamik

Wie bei den vorangegangenen Konfigurationen muss aus aerodynamischer Sicht die „clean“-wie auch die Hochauftriebskonfiguration betrachtet werden. Beim SYNA-160 ergeben sich die größten Unterschiede zum ECOA-160 im Hochauftriebsfall wegen des Einsatzes der USB-Technik.

Dennoch sind bestimmte Änderungen ebenso für die **Reiseflugkonfiguration** festzustellen, die sich im Wesentlichen in einem veränderten Nullwiderstand widerspiegeln. Die

Abbildung 6-15 zeigt in Abhängigkeit von der Machzahl sowohl Widerstandsbeiwert  $c_{w0}$  als auch die schädliche Widerstandsfläche  $f_S$  (Gleichung 6-1).

$$\text{Gleichung 6-7:} \quad f_S = c_{w0} \cdot S_{Ref}$$

Zum Vergleich sind die Werte des ECOA-160 aufgeführt.

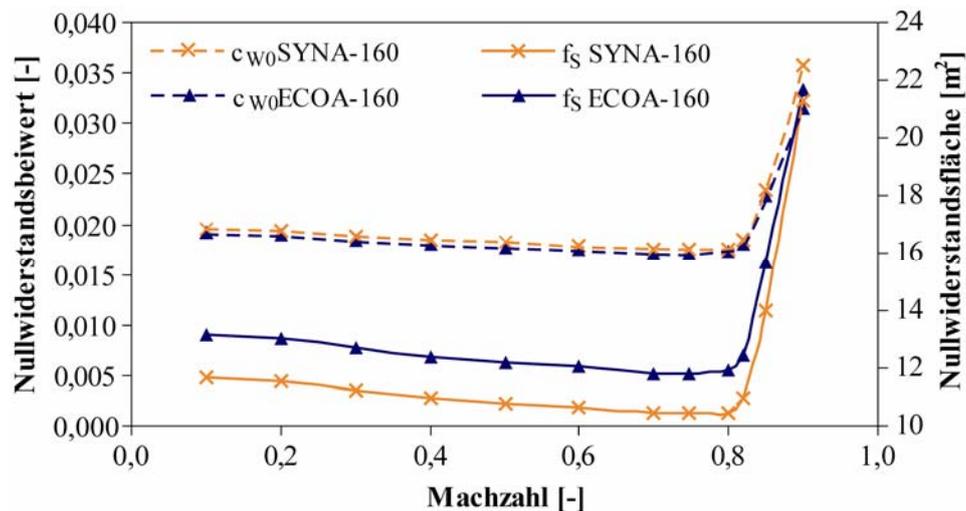


Abbildung 6-15: Nullwiderstandsvergleich von SYNA-160 und ECOA-160

Die Abbildung dokumentiert nahezu identische Nullwiderstandsbeiwerte. Die Widerstandsfläche ist allerdings beim SYNA-160 deutlich gesunken. Dies ergibt sich daraus, dass z.B. ein Triebwerk samt Gondel wegfällt und die Seitenleitwerksfläche sowie die exponierte Flügelfläche kleiner bzw. die Flächenbelastung größer wird.

Eine leichte Steigerung des Nullwiderstands im Reiseflug durch die auf dem Flügel angeordneten Triebwerke ist wegen lokal höherer Geschwindigkeiten nicht vermeidbar.

Da auf Grund des eher zweidimensionalen Rumpfhecks bei Ablösung der Basiswiderstand um mehr als 50 % steigt, wird der Zuspitzwinkel des Hecks etwas verkleinert. Dazu wird  $l_{Heck}/h_R$  auf einen Wert von 2,3 erhöht, so dass der Heckwinkel von  $14^\circ$  auf  $12^\circ$  sinkt.

Die Machzahl des Widerstandsanstieges wird angesichts der identischen Flügelauslegung wie bei allen vorangegangenen Konfigurationen bei  $M=0,83$  lokalisiert.<sup>[74]</sup>

Der induzierte Widerstand erfährt aus der reduzierten exponierten Streckung um etwa 3 % einen leichten Zuwachs. Insgesamt stellen sich für das SYNA-160 damit die Gesamtpolaren wie in Abbildung 6-16 gezeigt dar.

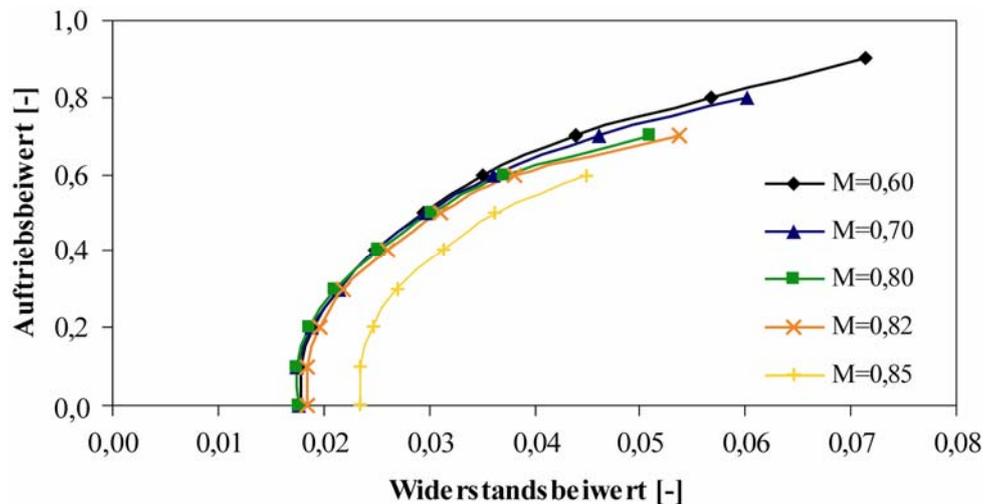


Abbildung 6-16: Widerstandspolaren des SYNA-160

Aus dem Verlauf der Polaren zeigt sich der Einbruch der Saugkraft. Im Unterschall liegt der charakteristische „Polar-Break“ auf Grund des dicken Profils bei  $c_A=0,7$ . Ab der kritischen Machzahl von ca. 0,78 verschlechtert sich die Polare schon bei kleineren Auftriebsbeiwerten.

Aus den Polaren ergeben sich in der Reiseflughöhe von  $H=9450$  m bei unterschiedlichen Machzahlen die in [Abbildung 6-17](#) dargestellten aerodynamischen Güteverläufe ( $A/W$ ).

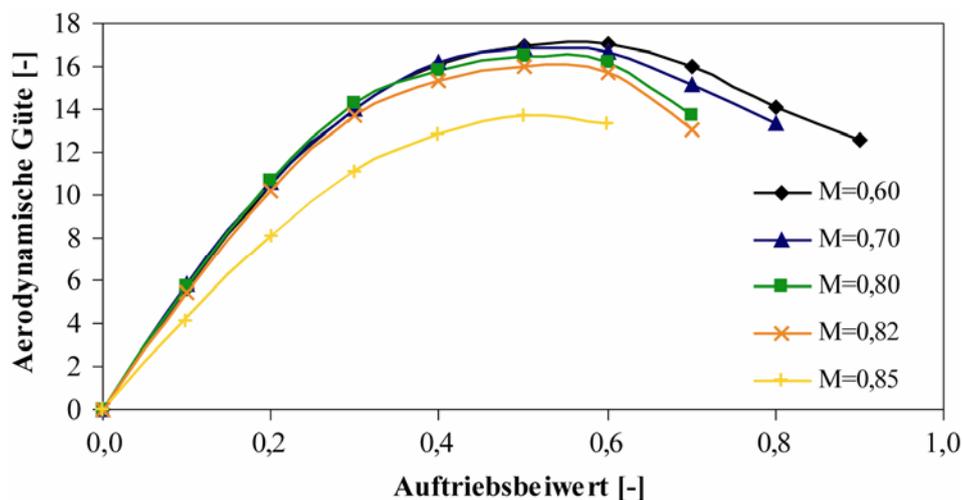
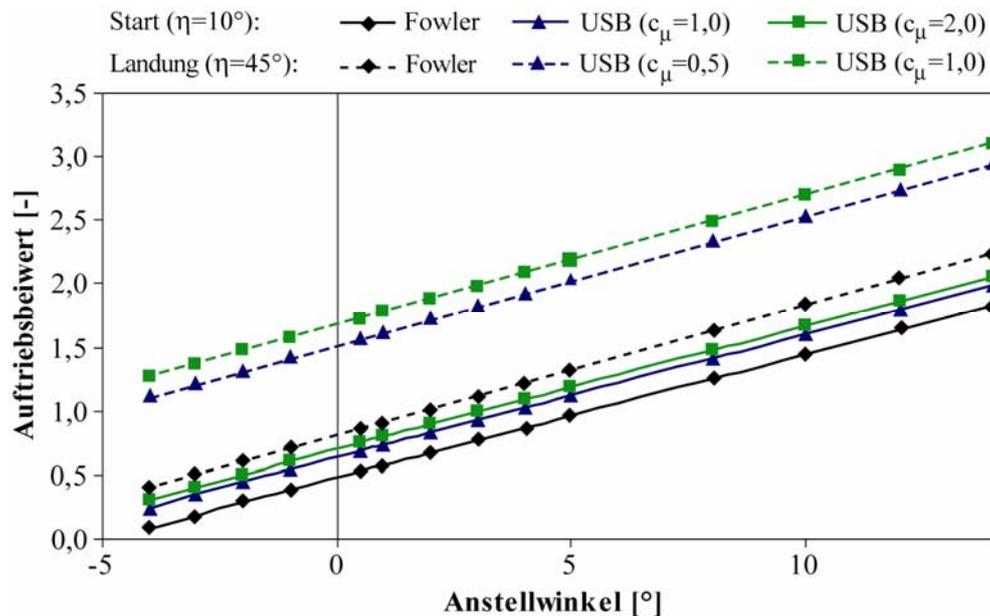


Abbildung 6-17: Aerodynamische Güte des SYNA-160

Obwohl der exponierte Flügel durch die Rumpferweiterung verkleinert wird, liefert die Gesamtkonfiguration noch den gleichen Auftrieb. Dieser bestimmt sich in guter Näherung mit Hilfe der ideellen Flügelparameter. Durch die hohe Streckung und die moderate Pfeilung stellen sich bei niedrigen Machzahlen Auftriebsgradienten von etwa  $4,6$   $1/\text{rad}$  ein.

Bedeutende Veränderungen erfährt die Aerodynamik im **Start- und Landefall**, wenn die USB-Technik zum Einsatz kommt. Dabei sind in erster Linie die hohen Auftriebswerte

interessant. Den erzielbaren Auftrieb für unterschiedliche Blaskoeffizienten bei Start und Landung ( $M_{\max}=0,2$ ) zeigt Abbildung 6-18. Die Darstellung erfolgt nur bis zu einem Anstellwinkel von  $14^\circ$ , da dieser für die Start und Landung auf Grund des Kratzwinkels ausreichend ist.



**Abbildung 6-18: Auftriebssteigerung durch die USB-Technik**

Die Abbildung verdeutlicht die starke Auftriebssteigerung in Landekonfiguration gegenüber dem herkömmlichen Fowler-System. Für den Startfall sind nur geringe Zuwächse zu bemerken. Neben der Erhöhung des maximalen Anstellwinkels durch die positive Grenzschichtbeeinflussung mittels des hochenergetischen Triebwerkstrahls ist eine leichte Steigerung des Auftriebsanstieges zu verzeichnen. Dies geht auf den Coanda-Effekt zurück, der eine imaginäre Klappenvergrößerung bewirkt. Bei ausgefallenem Triebwerk kommt es zu einem frühen und gefährlichen Abreißen der Strömung, was sich durch die geschlossenen Klappen noch verschlimmert. Deshalb wird das Öffnen der Klappen im Notfall durch entsprechende Mechanismen ermöglicht.

Mit einem im Startfall erzielbaren Blaskoeffizienten von 1,9 bei  $M=0,2$  ist ein Auftriebsbeiwert von ca. 1,7 erreichbar. Im Landefall bei einer Klappenstellung von  $45^\circ$  lässt sich dieser trotz des verringerten  $c_{\mu}=0,5$  sogar auf etwa  $c_A=2,9$  steigern. Gegenüber dem ECOA-160 ergibt sich damit eine Auftriebssteigerung im Startfall von etwa 13 % und für die Landung von sogar 45 %.

Abschließend sei noch auf das deutlich verbesserte Richtungsstabilitätsverhalten hingewiesen. Es entsteht durch den reduzierten destabilisierenden Beitrag des sehr flachen Vorderrumpfes sowie dessen Form.

### 6.3.4 Antrieb

Die drei für den Antrieb vorgesehenen Turbo-Fan-Triebwerke besitzen ein Bypassverhältnis (BPR) von 8. Jedes dieser Triebwerke liefert im Stand 378 kN Schub. Die mittels GASTURB berechneten Schub- bzw. Verbrauchscharakteristika sind für verschiedene Höhen und Machzahlen in der [Abbildung 6-19](#) sowie [Abbildung 6-20](#) dargestellt.

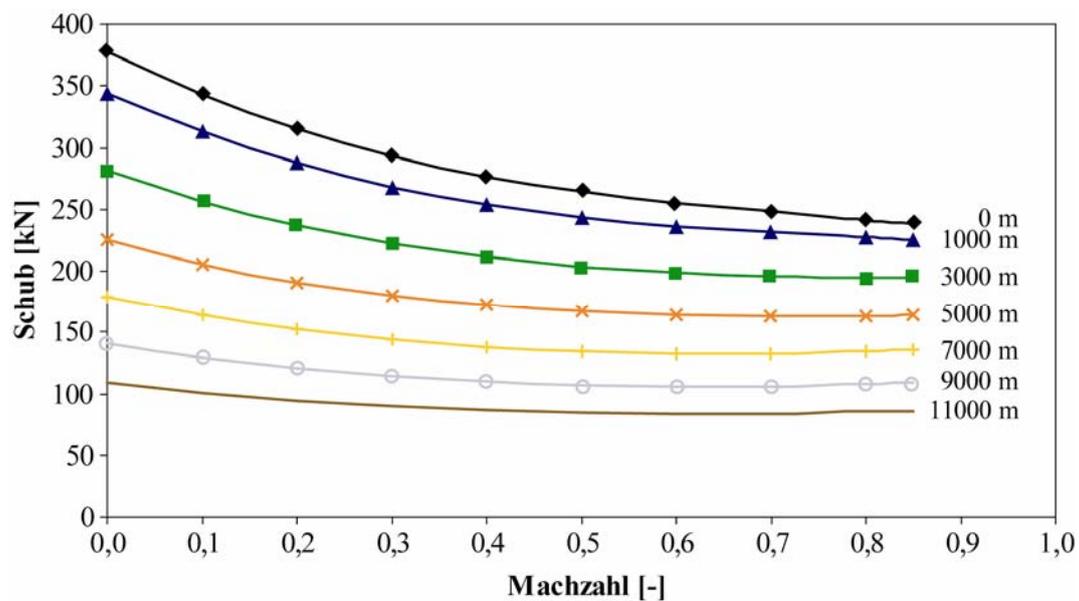


Abbildung 6-19: Maximaler Schub als Funktion von Machzahl und Höhe

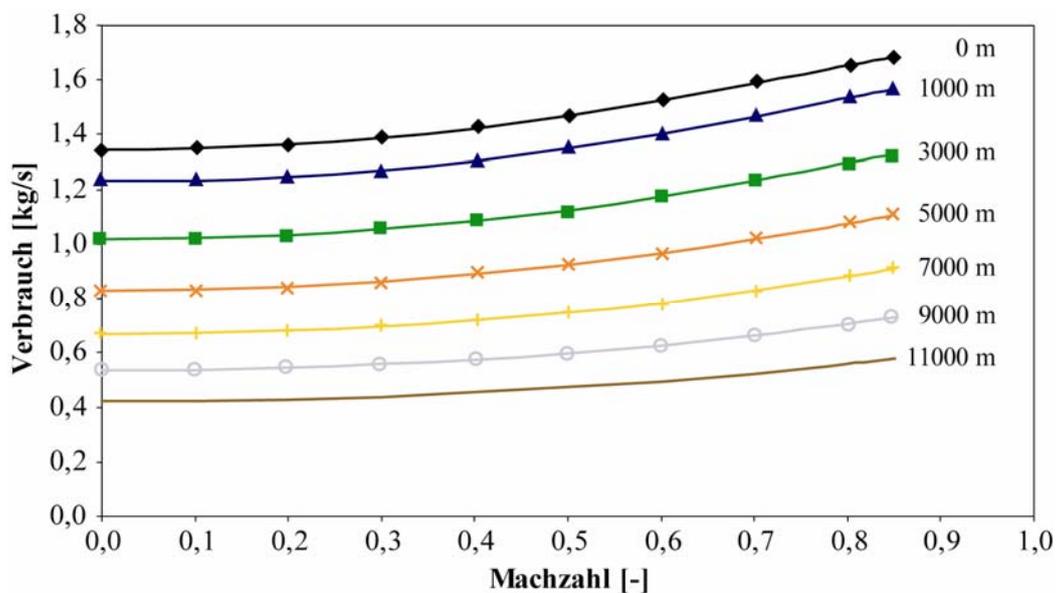


Abbildung 6-20: Maximaler Verbrauch als Funktion von Machzahl und Höhe

Im Reiseflug wird ein mittlerer Schub je Triebwerk von etwa 83 kN benötigt, was etwa 83 % des in dieser Höhe verfügbaren Maximalschubes entspricht. Die Auslastung im Reiseflug

steigt damit nochmals leicht, womit sich der spezifische Verbrauch ebenfalls minimal verbessert. Der absolute Verbrauch liegt bei etwa 0,51 kg/s pro Triebwerk.

### 6.3.5 Flugleistungen und Sensitivitäten

Wie schon beim ECOA-160 steht auch beim SYNA-160 der Nutzlast-Reichweiten-Vergleich an erster Stelle. Beim SYNA-160 ist auf Grund der Antriebstechnik ebenfalls nur ein Ast im **Nutzlast-Reichweiten-Diagramm** (Abbildung 6-21) zu erkennen.

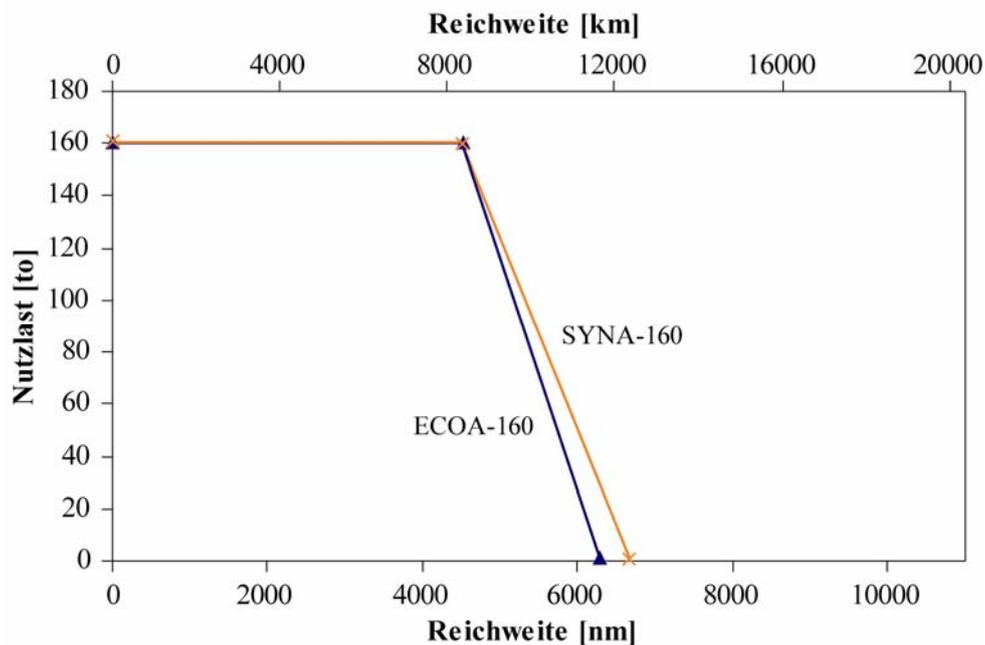


Abbildung 6-21: Nutzlast-Reichweiten-Vergleich von SYNA-160 und ECOA-160

Die Überführungsreichweite von 12390 km (6690 nm) liegt etwa 6 % über der des ECOA-160. Zurückzuführen ist das auf den leicht reduzierten Nullwiderstand und damit die verbesserte aerodynamische Güte. Insgesamt lässt sich aber kein merklicher Unterschied in den Reichweiten bei Teilauslastung feststellen.

Die Berechnung der **Startstrecke** ergibt einen Wert von 2690 m bei einer Abhebegeschwindigkeit von ca. 95 m/s.

Die **Landestrecke** errechnet sich zu etwa 1630 m und liegt damit deutlich unterhalb der Minimalforderung. Die Rollstrecke bestimmt sich zu 1270 m bei einer Aufsetzgeschwindigkeit von etwa 68 m/s. Diese niedrige Aufsetzgeschwindigkeit wird trotz der erhöhten Landeflächenbelastung von  $640 \text{ kg/m}^2$  durch die um 45 % gestiegenen Auftriebsbeiwerte in Landekonfiguration erzielt. Die Landeflächenbelastung ergibt sich wiederum unter der Annahme, dass eine Treibstoffreserve von 7 % im Tank verbleibt.

Wie auch bei den vorangegangenen Konzepten werden für das SYNA-160 analoge **Sensitivitätsuntersuchungen** durchgeführt. Abbildung 6-22, Abbildung 6-23 und Abbildung 6-24 zeigen die Änderungen der Abflug-, Leer- und Treibstoffmasse in Folge der Variation der konfigurativen Sensitivitätsparameter.

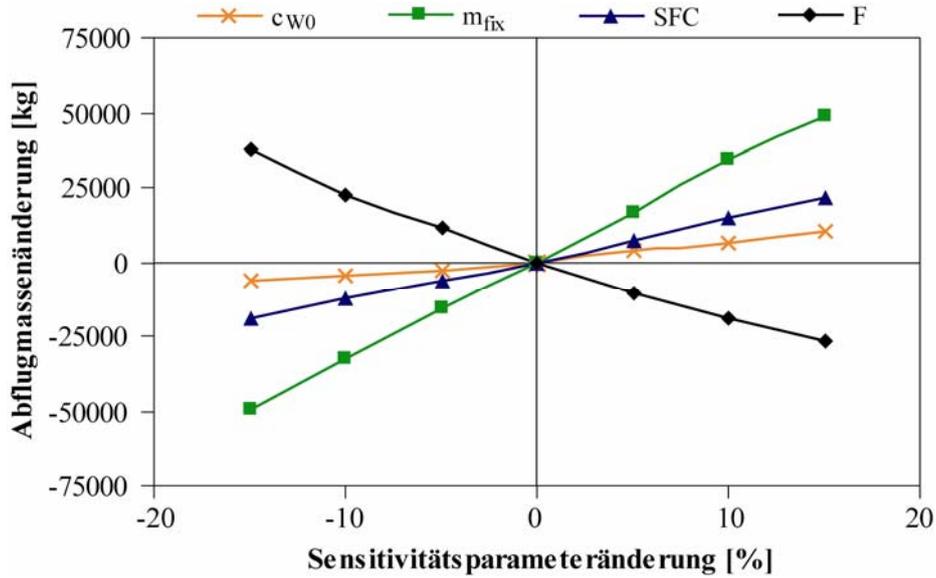


Abbildung 6-22: Abflugmassensensitivität (konfigurative Parameter)

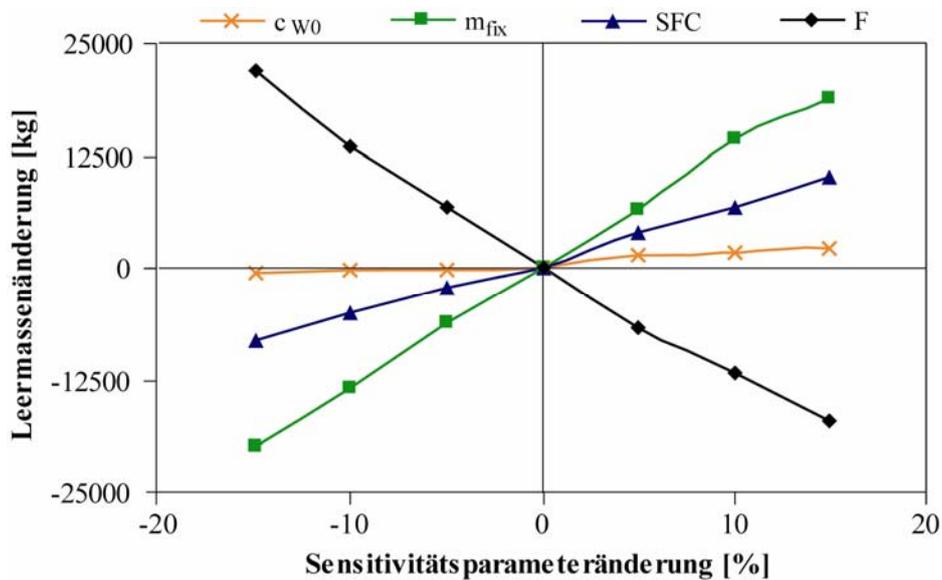


Abbildung 6-23: Leermassensensitivität (konfigurative Parameter)

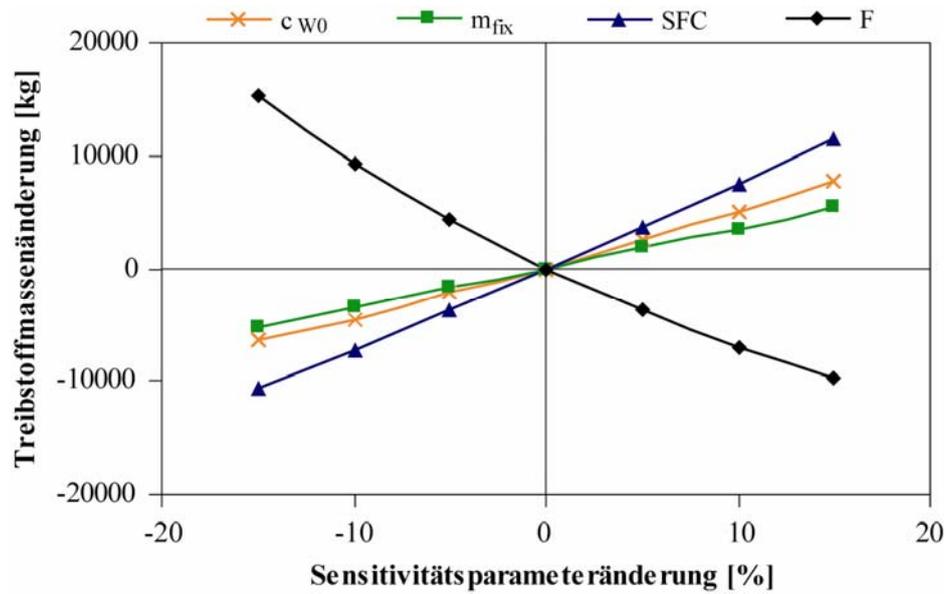


Abbildung 6-24: Treibstoffmassensensitivität (konfigurative Parameter)

Die folgenden Grafiken (Abbildung 6-25, Abbildung 6-26, Abbildung 6-27) stellen die Abflug-, Leer- und Treibstoffmassenänderung bei Variation der Auslegungsparameter dar.

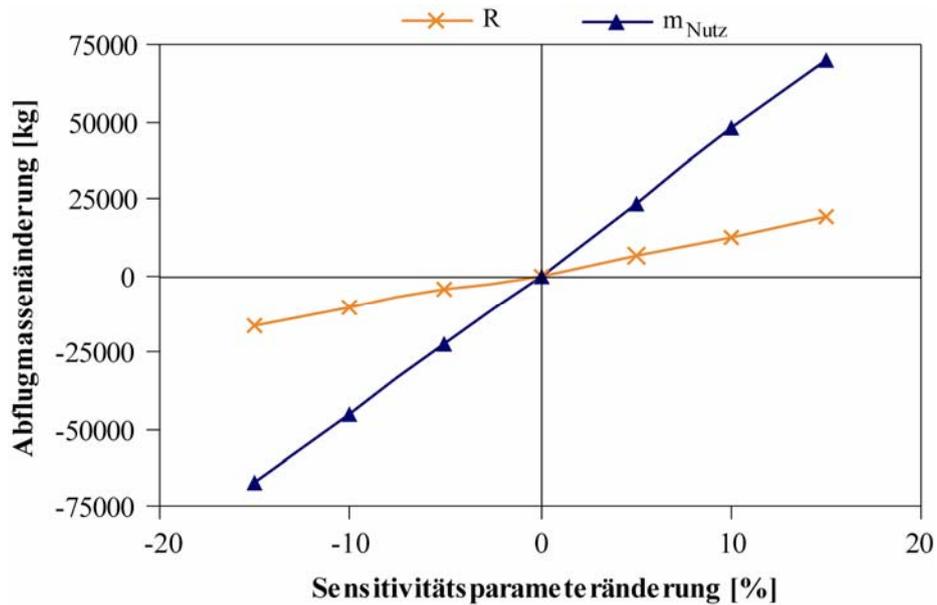


Abbildung 6-25: Abflugmassensensitivität (Auslegungsparameter)

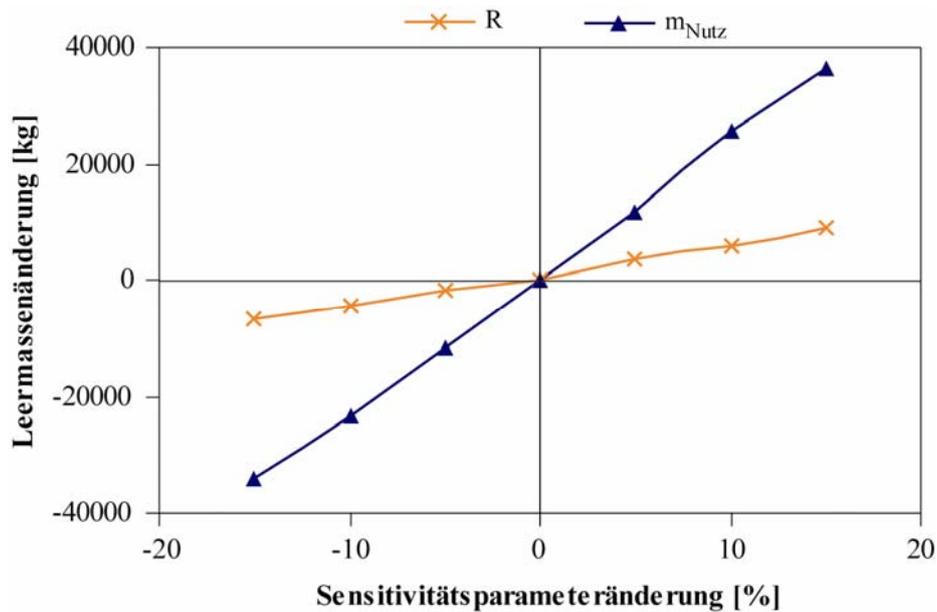


Abbildung 6-26: Leermassensensitivität (Auslegungsparameter)

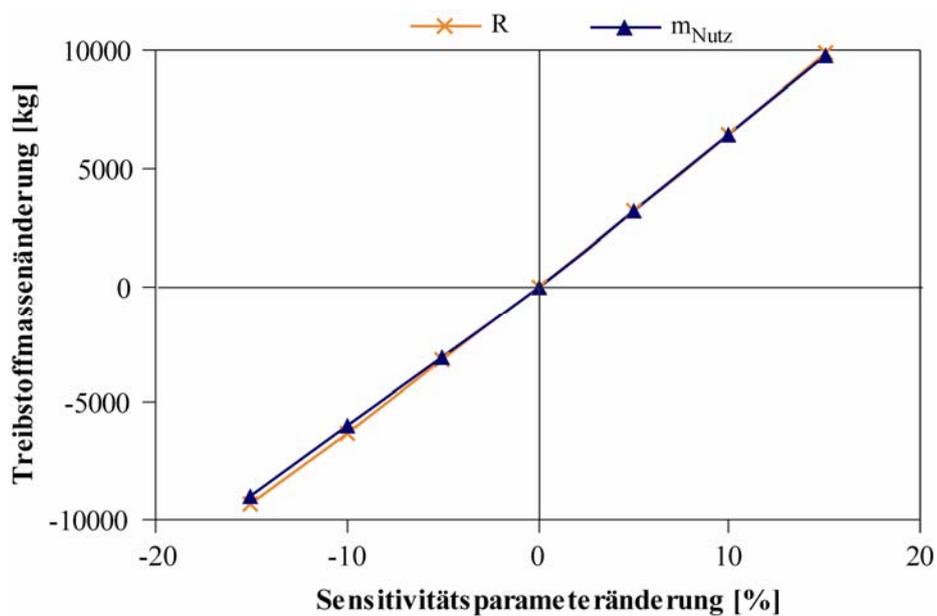


Abbildung 6-27: Treibstoffmassensensitivität (Auslegungsparameter)

Für die konfigurativen Parametervariationen ergeben sich ähnliche Sensitivitätsverläufe wie für das ECOA-160. Es zeigt sich aber, dass die absoluten Zuwächse für die Abflug- und Treibstoffmasse gegenüber der traditionellen Wasserstoffkonfiguration nochmals abnehmen. Hierbei sind für die primär treibstoffabhängigen Variationen ( $c_{w0}$ , SFC, F) die größten Veränderungen abzulesen. Dies ist unter anderem auf die verbesserte Aerodynamik und den ECO<sup>1</sup> optimierten Auslegungspunkt zurückzuführen.

Als bedeutender Unterschied ist das deutlich verbesserte Leermassenverhalten zu erwähnen. Bei diesem stellen sich jetzt grundsätzlich bessere Zuwachsraten ein, die sogar unter denen des UHCA-160 liegen. Dies ist damit zu begründen, dass das neue Rumpfkonzert bei

steigendem Treibstoffbedarf im Querschnitt wächst und nicht mehr in der Länge. Das führt dazu, dass sich einerseits das O/V-Verhältnis verbessert und andererseits die größere Bauhöhe relative Rumpfstrukturmasseneinsparungen ermöglicht.

In Bezug auf die Änderung der Auslegungsparameter ist anzumerken, dass die kritische Flugzeuglänge bei Ausnutzung der vollen Variationsbreite nicht mehr überschritten wird. Dies erklärt sich damit, dass die Rumpflänge nur noch von der Nutzlast, nicht aber vom Treibstoffbedarf abhängt.

Abschließend bleibt für das Sensitivitätsverhalten des SYNA-160 festzuhalten, dass die Massenvariationen gegenüber einer Kerosinvariante deutlich geringer sind. Auch wird durch das modifizierte Rumpfkonzept die ursprünglich schlechte Leermassenzuwachsrate markant verbessert. Obwohl das SYNA-160 weiterhin als eher volumenkritisch zu betrachten ist, wirken sich die Parameteränderungen deutlich günstiger auf die geometrischen Abmessungen aus. Dies bietet speziell bei einer Anforderungsmodifikation für Reichweite oder Nutzlast bessere Möglichkeiten der Integration in eine Familienkonzept-Strategie.

### **6.3.6 Bewertung des SYNA-160**

Während die Auslegung des ECOA-160 die Integration einer neuen Technologie (Wasserstofftechnologie) zum Ziel hatte, steht beim SYNA-160 die Optimierung des Konzeptes in synergistischem Sinne im Vordergrund. Daher sind keine gravierenden Unterschiede, wie die immense Massenreduktion beim Übergang zum LH<sub>2</sub>-Betrieb im Falle des ECOA-160, zu verzeichnen. Vielmehr lassen sich nun Details herausstellen, die die Leistung des Gesamtsystems noch erhöhen. Um diese Aspekte besser zu erfassen, wird die ganzheitliche Bewertung des SYNA-160 mittels der bekannten Bewertungsmatrix vorgenommen (Tabelle 6-5).

Zielgruppe	Gewichtungsfaktor 1-3	Variante/Alternative	
		Beurteilungsnote 0-4	Teilzielerfüllung
Teilziel			
		<b>SYNA-160</b>	
<b>Ökonomie</b>			<b>48 (76)*</b>
Treibstoffkosten	3	1	3 (12)
Wartungsaufwand	2	2	4 (8)
Gesamtsystemkomplexität	2	1	2 (8)
Reichweite bei Teilauslastung	1	2	2 (4)
Frachtraumausnutzung	2	3	6 (8)
Frachtraumflexibilität	1	4	4 (4)
Integration in Flughafeninfrastrukturen	3	3	9 (12)
Be- und Entladung	2	4	8 (8)
Familienkonzept-Strategie	2	4	8 (8)
Akzeptanz/Risiko	1	2	2 (4)
<b>Ökologie</b>			<b>24 (24)</b>
Lärmemission	3	4	12 (12)
Schadstoffemission	3	4	12 (12)
<b>Gesamtzielerfüllung</b>			<b>72 (100)</b>

(\*)Maximalpunkte bei vorgegebenen Gewichtungsfaktoren

**Tabelle 6-5: Bewertungsmatrix des SYNA-160**

Wie die Gesamtzielerfüllungsnote von 72 Punkten zeigt, erreicht das SYNA-160 gegenüber dem ECOA-160 durch die vorgenommene Optimierung eine sichtbare Verbesserung. Die Stärke liegt dabei weiterhin im Ökologiesektor (24 gegenüber 21 Punkten), wobei sich der größere Verbesserungsanteil aus dem Ökonomiebereich (48 gegenüber 32 Punkten) ergibt.

Bei der Ökologie bleibt für die Schadstoffemission eine maximale Teilzielerfüllungsnote von vier erhalten, da sich gegenüber dem ECOA-160 sogar noch eine Reduktion des Treibstoffs (weiterhin umweltfreundlicher Wasserstoff) einstellt.

Auch die Lärmemission erhält die maximal mögliche Bepunktung. Grund ist die vorteilhafte Integration der Triebwerke, die eine besonders gute Abschirmung des Lärms in Richtung Erdboden gewährleistet.

Im Ökonomiebereich ergibt sich eine weiterhin schlechte Note für die Treibstoffkosten auf Grund des hohen Wasserstoffpreises. Die Anhebung der Note auf 1 rechtfertigt sich durch die nochmalige Treibstoffeinsparung von fast 7 to (ca. 10 %).

Weitere Abstriche sind bei der Gesamtsystemkomplexität zu machen, da die zusätzliche USB-Technik neben dem LH<sub>2</sub>-Antrieb die Ingenieure vor besondere Herausforderungen stellt. Das betrifft sowohl den Zeitraum der Entwicklung als auch den laufenden Betrieb.

Keine Veränderungen stellen sich bei den Bewertungen der Reichweite bei Teilauslastung, der Frachtraumausnutzung und -flexibilität sowie bei Akzeptanz und Risiko ein.

Deutliche Punkteerhöhungen erfahren allerdings die Bewertungen für die Integration in Infrastrukturen, die Be- und Entladung sowie die Familienkonzept-Strategie. Dies erklärt sich

durch das neue Rumpfkonzert, welches die maximal verfügbaren Dimensionen gleichmäßiger ausnutzt. Die tiefe Beladungshöhe und die zusätzliche Bugbeladungsoption stellen dabei eine deutlich bessere Frachthandhabung sicher.

Als Fazit bleibt festzuhalten, dass durch eine synergistische Gesamtsystemoptimierung die Steigerung der Ökologie, aber besonders der Ökonomie möglich ist, ohne auf teure Einzeltechnologieverbesserungen zurückzugreifen. Speziell für eine Wasserstoffvariante werden bedeutende Nachteile, die die Folge der neuen Technologie sind, kompensiert bzw. in einen Vorteil umgekehrt.

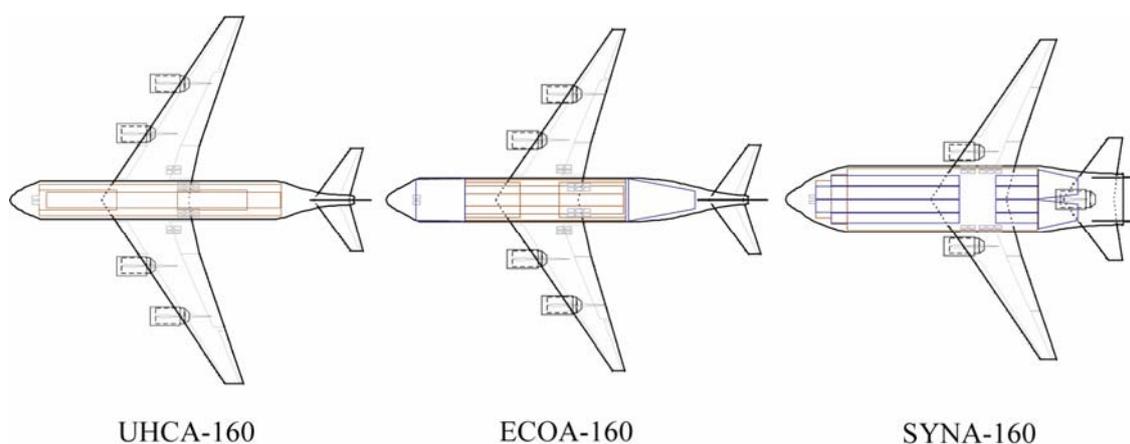


## 7 Bewertung und Vergleich

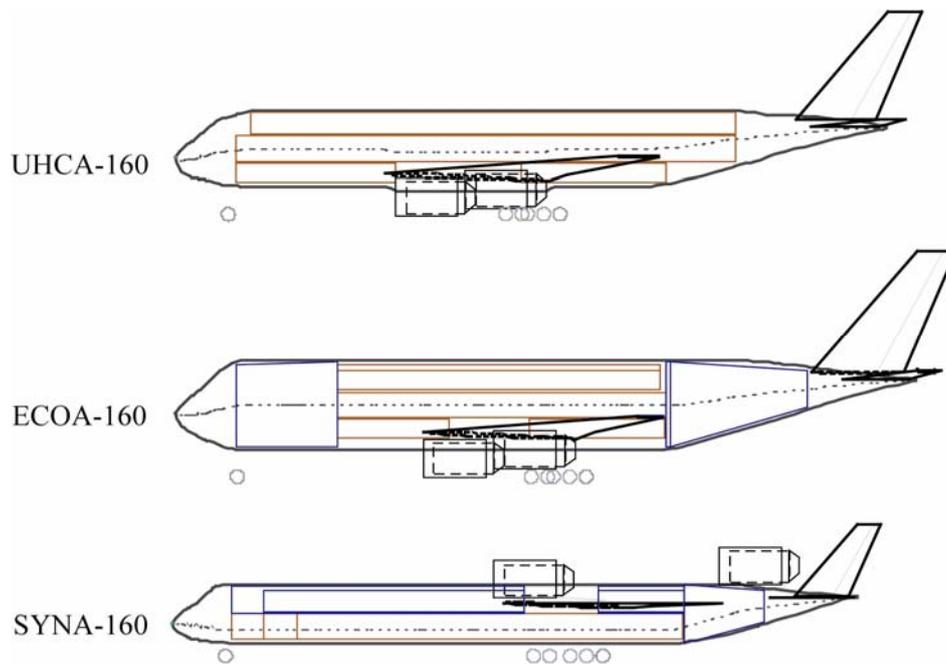
Nach Abschluss der Konzeptstudie und der Bewertung einschließlich der Vor- und Nachteilbilanz der einzelnen Konzepte erfolgt in diesem Kapitel eine Gegenüberstellung der drei Konfigurationen UHCA-160, ECOA-160 und SYNA-160. Nur durch den direkten Vergleich lässt sich das Potenzial einer unter synergistischen Gesichtspunkten entworfenen Konfiguration klar herausstellen. Hierzu werden neben den geometrischen Abmessungen die allgemein konfigurativen Größen wie die Massen herangezogen. Die Gesamtsystembewertung erfolgt mittels einer Gesamtbewertungsmatrix, die die einzelnen Bewertungsaspekte gegenüberstellt. Eine grobe Entwicklungskostenabschätzung komplettiert die Betrachtungen.

### 7.1 Allgemeiner Konfigurationsvergleich

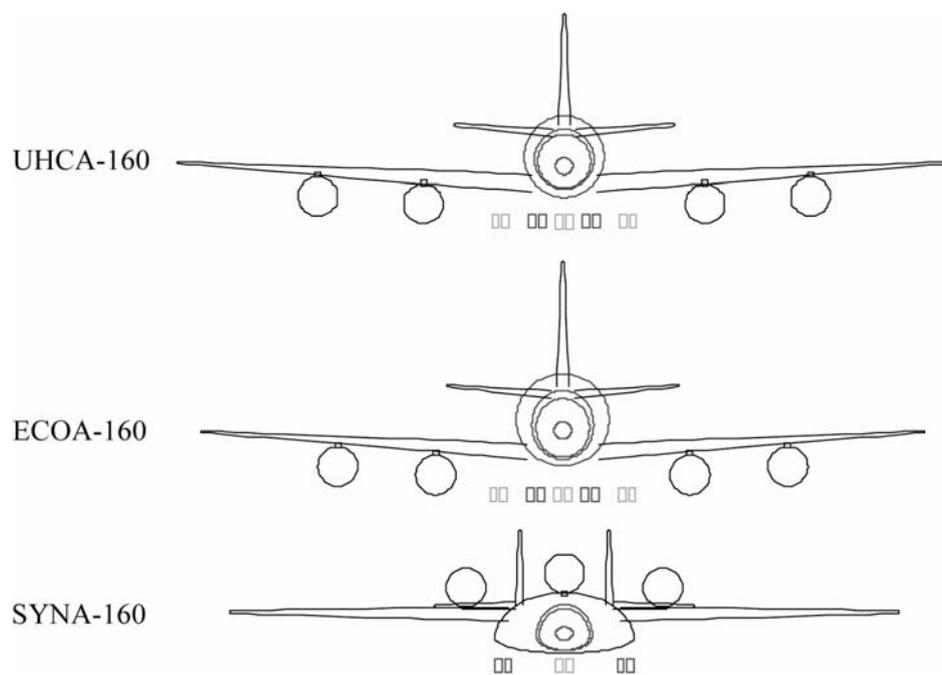
Der allgemeine Konfigurationsvergleich stellt zunächst die Geometrien der drei Konzepte gegenüber. Aus diesem Vergleich lassen sich im Wesentlichen Aussagen über die Integrationsfähigkeit in die modernen Flughäfen der Zukunft treffen. Neben Gesamtbreite und -länge des Flugzeuges, die für den Platzbedarf am Gate von Relevanz sind, muss auch die Höhe berücksichtigt werden. Letztere stellt sicher, dass die verfügbaren Wartungshangars mit begrenzter Torgröße für Regelinspektionen nutzbar bleiben. Vor diesen Hintergründen zeigen die [Abbildung 7-1](#), [Abbildung 7-2](#) und [Abbildung 7-3](#) die Gegenüberstellung der Draufsicht sowie der Seiten- und Frontansicht des UHCA-160, ECOA-160 und SYNA-160. Der Maßstab zwischen den einzelnen Abbildungen variiert. Innerhalb einer Ansicht ist er aber identisch, so dass die Abmessungen direkt vergleichbar sind.



**Abbildung 7-1: Vergleich der Draufsichten**



**Abbildung 7-2: Vergleich der Seitenansichten**



**Abbildung 7-3: Vergleich der Frontansichten**

Während für das UHCA-160 und das ECOA-160 ähnliche Entwurfsphilosophien zu erkennen sind, unterscheidet sich das SYNA-160 doch deutlich von den beiden ersten. Nur die wesentlichen Entwurfsparameter, z.B. Flügel-, Höhen- und Seitenleitwerkspfeilung oder deren Zuspitzung, sind auf Grund identischer Anforderungen bei allen drei Konzepten gleich. Auffallendster Unterschied zwischen dem UHCA-160 und dem Technologieträger ECOA-160 ist der im Durchmesser deutlich gewachsene Rumpf. Dies ist auf die großen

Tankvolumina für den Treibstoff zurückzuführen. Der Rumpf des ECOA-160 ist zudem um ca. 2 m länger, so dass die Gesamtlänge nahe an den maximal zulässigen Wert von 80 m heranreicht. Auch die Gesamthöhe ist wegen des großen Rumpfdurchmessers und des hohen Seitenleitwerks von 21,2 m auf 23,5 m gestiegen. Lediglich eine deutliche Spannweitenverringern von 75,6 m auf 70,2 m ist für die Wasserstoffvariante zu verbuchen.

Nichts desto trotz bleibt das ECOA-160 in Bezug auf die Dimensionen und die Integration in Flughafeninfrastrukturen als heikel zu bewerten. Grund ist die volumenkritische Rumpflänge, die Reichweiten und Nutzlaststeigerungen nur noch in einem sehr begrenzten Bereich zulässt. Damit hat sich mit dem Wechsel der Antriebstechnik die massenkritische Kerosinversion (Spannweitenbegrenzung) in eine volumenkritische Konfiguration (Längenbegrenzung) gewandelt.

Diese Problematik wird durch das Konzept des SYNA-160 entschärft, da durch das in Breitenrichtung tendierende Rumpfkonzep eine Verkürzung der Rumpflänge auf etwa 68 m (-7 %) zu verzeichnen ist. Auch sinkt durch den flachen Rumpf die Gesamthöhe drastisch auf 14 m (-40 %). Die Spannweite erfährt nur minimale Änderungen und reduziert sich auf knapp 66 m (-6 %). Eine Zusammenfassung der relevanten Entwurfs- und Auslegungsparameter zeigt Tabelle 7-1. Ihr ist nochmals der Einfluss der Wasserstoffumrüstung durch Vergleich der Rumpfgößen- bzw. -volumina zu entnehmen.

Bezeichnung	Parameter	Einheit	UHCA-160	EOCA-160	SYNA-160
Flächenbelastung	$m_A/S_{Ref}$	kg/m <sup>2</sup>	750	680	730
Schub/Gewichts-Verhältnis	$F_{max}/G_A$	-	0,28	0,29	0,265
Spannweite	b	m	75,6	70,2	65,8
Höhe	h	m	21,2	23,5	14
Länge	l	m	74,5	77,1	70,5
Referenzfläche	$S_{Ref}$	m <sup>2</sup>	788	680	595
Flügelstreckung	$\Lambda$	-	7,25	7,25	7,25
Flügelpfeilung	$\phi$	°	34	34	34
Rumpfbreite	$b_R$	m	7,8	9,1	13,6
Rumpfhöhe	$h_R$	m	7,8	9,1	6,1
Rumpflänge	$l_R$	m	71	73,2	68,2
Rumpfvolumen	$V_R$	m <sup>3</sup>	2630	3630	3500
Nutzlastvolumen	$V_{Nutz}$	m <sup>3</sup>	1000	1007	1005
Treibstoffvolumen (Rumpf)	$V_{Treib}$	m <sup>3</sup>	-	950	855
Benetzte Oberfläche	$O_{wet}$	m <sup>2</sup>	3640	3690	3247

**Tabelle 7-1: Vergleich der Entwurfs- und Auslegungsparameter**

Während bei der Dimensionsanalyse der Konzepte speziell die traditionelle Wasserstoffversion eher Nachteile einführt, schlägt dies bei der Massenbetrachtung ins klare Gegenteil um. Tabelle 7-2 belegt, dass die Abflugmassen der Wasserstoffvarianten tatsächlich erheblich sinken.

Konzept	UHCA-160	EOCA-160	SYNA-160
	m [kg]	m [kg]	m [kg]
<b>Startmasse</b>	<b>591399</b>	<b>462578</b>	<b>435307</b>
<b>Leermasse</b>	<b>246658</b>	<b>235136</b>	<b>214569</b>
Struktur	177485	163752	147751
Antriebsanlage	31945	36454	35815
Standardausrüstung	18049	16015	14086
<b>Masseabweichungen</b>	<b>19179</b>	<b>18915</b>	<b>16917</b>
<b>Kraftstoff</b>	<b>184571</b>	<b>67272</b>	<b>60568</b>
<b>Nutzlast</b>	<b>160000</b>	<b>160000</b>	<b>160000</b>

**Tabelle 7-2: Massenvergleich**

Maßgeblichen Anteil an der Massensenkung hat die geringe Treibstoffmasse. So verbessert sich das Aufwand/Nutzen-Verhältnis der Wasserstoffvarianten beträchtlich. Die Leermassen hingegen unterscheiden sich nicht so stark voneinander wie die Abflugmassen. Hier kommt das schwerere Antriebssystem und der Rumpfmassenzuwachs auf Grund des hohen Volumens zum Tragen, so dass das Leermassenverhältnis für das ECOA-160 und das SYNA-160 deutlich steigt. Die absolute Leermassenabnahme beim SYNA-160 gegenüber dem ECOA-160 ist im Wesentlichen auf strukturmechanische Einsparungen am Flügel und am Rumpf zurückzuführen. Zusätzlich führt die leicht verbesserte Aerodynamik des SYNA-160 zur Verringerung der Treibstoffmasse.

Die Vorteile im Bereich der Massen wirken sich auch positiv auf das Sensitivitätsverhalten der Konfigurationen aus. Es bleibt festzustellen, dass die Wasserstoffversionen bei Änderungen von Entwurfs- wie auch Auslegungsparametern im Hinblick auf das Gesamtsystem und den Treibstoff unempfindlicher sind. Nur beim Leermassenwachstum ergeben sich weniger vorteilhafte Auswirkungen. Speziell die traditionelle LH<sub>2</sub>-Konfiguration weist hier starke Defizite auf. Dies offenbart sich am Vergleich der im Auslegungspunkt linearisierten Wachstums- und Sensitivitätsfaktoren (Tabelle 7-3).

Abflugmasse				Leermasse			
	UHCA-160 [kg/%]	ECO-160 [kg/%]	SYNA-160 [kg/%]		UHCA-160 [kg/%]	ECO-160 [kg/%]	SYNA-160 [kg/%]
c <sub>w0</sub>	2457	1771	<b>716</b>	c <sub>w0</sub>	905	1142	<b>230</b>
m <sub>fix</sub>	4410	3897	3220	m <sub>fix</sub>	1677	1846	1267
SFC	4620	2143	<b>1354</b>	SFC	1805	1199	<b>610</b>
F	-4158	-3193	<b>-2156</b>	F	-1475	-2121	-1349
m <sub>Nutz</sub>	5848	4986	4569	m <sub>Nutz</sub>	2522	2737	2335
R	4035	1907	<b>1168</b>	R	1583	1092	<b>525</b>

Treibstoffmasse			
	UHCA-160 [kg/%]	ECO-160 [kg/%]	SYNA-160 [kg/%]
c <sub>w0</sub>	1546	623	<b>481</b>
m <sub>fix</sub>	1129	443	<b>351</b>
SFC	2803	935	<b>737</b>
F	-2672	-1063	<b>-799</b>
m <sub>Nutz</sub>	1719	643	<b>629</b>
R	2443	808	<b>637</b>

Tabelle 7-3: Vergleich der Sensitivitäten

## 7.2 Abschließende Gesamtbewertung

In die abschließende Bewertung wird neben der Gegenüberstellung des Gesamtsystems in einer Bewertungsmatrix auch eine Entwicklungskostenbetrachtung einbezogen. Diese basiert auf Kostenabschätzungsmethoden für traditionelle Verkehrsflugzeuge, die auf statistischen Daten beruhen. Daher sind teilweise kostensteigernde Faktoren auf Grund neuer Technologien nicht ausreichend integriert. Der Kostenvergleich wird deshalb nur als sekundäres Vergleichskriterium herangezogen. Denn sowohl das ECOA-160 als auch das SYNA-160 sind unkonventionelle Konfigurationen, deren neue Technologien die Kosten stark beeinflussen.

Die berechneten Entwicklungskosten setzen sich aus den Teilkosten für Entwurf des Flugzeugs (ohne Triebwerke und Avionik), Experimente (z.B. Windkanal- oder Strukturtests), Flugtests sowie Test- und Simulationseinrichtungen zusammen. Die ermittelten Entwicklungskosten der drei Konfigurationen ergeben sich aus Abbildung 7-4. Die linken (blauen) Balken setzen wegen der neuen Technologien eine größere Zahl an Test-/Prototypenflugzeugen für die Entwicklungsphase des ECOA-160 und des SYNA-160 voraus, während die rechten (oranen) von einer identischen Zahl ausgehen.

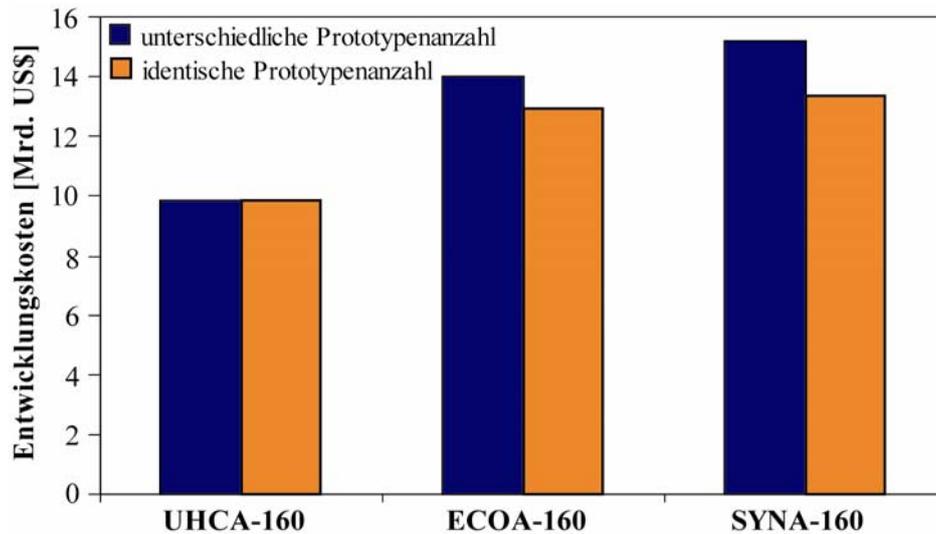


Abbildung 7-4: Vergleich der Entwicklungskosten

Der Grafik ist zu entnehmen, dass die Entwicklungskosten des UHCA-160 bei rund 10 Mrd. US\$ liegen. Damit siedeln sie sich im Bereich des A380 an, dessen Entwicklungskosten erst kürzlich um 14 % auf ca. 12 Mrd. US\$ korrigiert wurden.

Einer der treibenden Faktoren für die Entwicklungskosten ist die Leermasse ohne die durch Zulieferer gefertigten Komponenten (z.B. Triebwerke, Avionik und Klimaanlage). Die Leermasse fällt für beide Wasserstoffkonfigurationen leicht besser aus. Der dennoch um bis zu 50 % gestiegene Entwicklungskostenaufwand ergibt sich daher aus den erhöhten Multiplikatoren, die die Komplexität des Gesamtsystems widerspiegeln. Die Komplexitätssteigerung rührt aus der unkonventionellen Bauweise bzw. der Integration der Wasserstoff- und USB-Technologie her. Da dieser Multiplikator nur schwer abschätzbar ist, sind unter Umständen signifikante Kostenschwankungen für das ECOA-160 und das SYNA-160 zu erwarten.

Die doch deutlich höheren Kosten für die beiden unkonventionellen Entwürfe führen dazu, dass größere Stückzahlen als beim A380 verkauft werden müssen, um den Break-Even-Point zu überschreiten.

Da die gestiegenen Kosten allerdings im Wesentlichen auf den Vorstoß ins Technologie-neuland zurückzuführen sind und dies zwangsläufig auf alle unkonventionellen Konfigurationen (auch bei BWBs, etc.) zutrifft, ergibt sich aus der Kostenbilanz nicht zwangsläufig ein k.o.-Kriterium.

Eine ganzheitliche Abwägung erfolgt daher mit der in Tabelle 7-4 aufgezeigten Gesamtbewertungsmatrix. Diese ist eine Zusammenstellung der Einzelbewertungstabellen der jeweiligen Konzepte. Es ist zu beachten, dass sich darin der momentane Stand der Technik und die aktuellen Treibstoffpreise widerspiegeln.

Zielgruppe Teilziel	Gewichtungs- faktor 1-3	Variante/Alternative		
		Teilzielerfüllung		
		UHCA-160	ECOA-160	SYNA-160
<b>Ökonomie</b>		<b>55</b>	<b>32</b>	<b>48</b>
Treibstoffkosten	3	9	0	3
Wartungsaufwand	2	6	4	4
Gesamtsystemkomplexität	2	6	4	2
Reichweite bei Teilauslastung	1	4	2	2
Frachtraumausnutzung	2	6	6	6
Frachtraumflexibilität	1	4	4	4
Integration in Flughafeninfrastrukturen	3	6	6	9
Be- und Entladung	2	4	2	8
Familienkonzept-Strategie	2	6	2	8
Akzeptanz/Risiko	1	4	2	2
<b>Ökologie</b>		<b>3</b>	<b>21</b>	<b>24</b>
Lärmemission	3	3	9	12
Schadstoffemission	3	0	12	12
<b>Gesamtzielerfüllung</b>		<b>58</b>	<b>53</b>	<b>72</b>

Tabelle 7-4: Gesamtbewertungsmatrix

Der Gesamtvergleich macht sichtbar, dass zwischen dem UHCA-160 und dem ECOA-160 in der Gesamtbewertung kein exorbitanter Unterschied besteht. Allerdings zeigt sich eine Verschiebung der Punkte von der Ökonomie zur Ökologie.

Die Umweltverträglichkeit zeichnet das ECOA-160 in besonderem Maße aus, was auf den schadstoffarmen Wasserstoff zurückzuführen ist. Erhebliche Defizite sind allerdings in der Wirtschaftlichkeit zu sehen. Dies geht unter anderem aus den hohen Treibstoffkosten hervor. Weitere Verschlechterungen stellen sich in Bezug auf Integrationsfähigkeit in Flughafeninfrastrukturen und Frachthandling heraus. Dies ergibt sich durch den großen Volumenbedarf des Treibstoffes und die kombinierte Unterbringung von Wasserstoff und Nutzlast im Frachtraum.

Für das SYNA-160 trifft die gute bzw. sehr gute Ökologiebewertung gleichermaßen wie für das ECOA-160 zu. Die sichtbare Erhöhung der Gesamtnote resultiert daher größtenteils aus der Steigerung der Ökonomie. In diesem Bereich sind die zuvor erwähnten Mängel im Bereich der Einbindung in Infrastrukturen und des Frachthandlings durch die gezielte synergistische Auslegung verbessert worden. Dessen ungeachtet bleiben die Treibstoffkosten und das Akzeptanzproblem sowie die Risikohöherung auf Grund einer unkonventionellen Bauweise zur Zeit die Schwachpunkte der Wasserstoffkonfigurationen.

Da die DOC neben den Kapitalkosten wesentlich durch die Treibstoffkosten bestimmt werden, ist der zukünftige wirtschaftliche Einsatz von wasserstoffbetriebenen Flugzeugen maßgeblich von der Gesamtnachfrage des Treibstoffes abhängig. Trotz steigender Kerosinpreise und zunehmender Verbreitung der Wasserstofftechnologie wird der Einsatz eher mittel-

bzw. langfristig zu erwarten sein. Die Einsparungen durch vereinfachtes Frachthandling oder geringere Flughafenengebühren (z.B. Start-/Landegebühren oder Lärmschutzabgaben) kompensieren die hohen Treibstoffkosten derzeit nicht.

## 8 Zusammenfassung und Perspektive

Die Leistungssteigerung von Transportflugzeugen unter Verfolgung der Cayleyschen Entwurfsphilosophie stößt auf Grund des hohen erreichten Technologiestandards zunehmend an die Grenzen des technisch Machbaren. Hinzu kommt der immense (Kosten-)Aufwand, der zur Erzielung geringer Fortschritte betrieben werden muss. Es ergibt sich ein immer weniger vertretbares Aufwand/Nutzen-Verhältnis. Des Weiteren sind die vielschichtigen Herausforderungen an den Flugzeugbau der Zukunft nur durch den Einsatz neuer Technologien zu bewältigen. Deren Integration hat aber erhebliche Auswirkungen auf die Gesamtkonfiguration.

Als Alternative eröffnet sich der Gesamtentwurf unter Ausnutzung von Synergieeffekten. Ziel der Arbeit stellte daher der synergistische Entwurf eines Technologieträgers und dessen Optimierung dar. Die Konfiguration ist für den Einsatz im zivilen Massenfrachtverkehr vorgesehen und vereint ökonomische und ökologische Interessen.

Ausgangspunkt war die Definition wesentlicher Anforderungskriterien und Rahmenbedingungen, um spätere Konzeptvergleiche auf einer identischen Basis durchzuführen. Der aufgestellte Forderungskatalog orientiert sich an Marktprognosen, staatlichen und föderativen Vorgaben/Auflagen und standardisierten Abläufen und Verfahren an modernen Flughäfen. Als zu priorisierende Forderungen haben sich die ökologische Verträglichkeit und Integrationsfähigkeit in vorhandene Infrastrukturen herauskristallisiert.

Nach Aufstellung des vereinfachten „Standard and Requirement Documents“ erfolgte zu Vergleichszwecken die Auslegung eines traditionellen Referenzkonzeptes. Als geeignete Basisikonfiguration wurde der Airbus A380 gewählt. In einer Nachprojektierung erfolgte die Anpassung an die neuen Anforderungen. Hierbei ergab sich, dass ein Flugzeug auf Kerosinbasis nicht die ökologischen Auflagen der nächsten und übernächsten Flugzeuggeneration erfüllt. Des Weiteren waren Probleme bei der Integration in Flughafeninfrastrukturen, die durch die funktionale Massenabhängigkeit der Flugzeugdimensionen (speziell Spannweite) auftraten, zu verzeichnen.

Als ökologisch verträgliche Alternative wurde daher schließlich ein auf Wasserstoff basierender Technologieträger (ECO-A-160) nach Vorbild vorangegangener amerikanischer und europäischer Studien entworfen. Das war erforderlich, um die Einflüsse einer Umrüstung auf den LH<sub>2</sub>-Betrieb zu ermitteln und die Schwachstellen einer solchen Konfiguration herauszustellen. Dies liefert die Grundlage für die Optimierung unter synergistischen Gesichtspunkten. Besondere Herausforderungen waren die problematische Integration in Infrastrukturen sowie die erschwerte Be- und Entladung. Die verminderte Integrationsfähigkeit ergab

sich allerdings nicht mehr aus der Massenproblematik, sondern vielmehr durch die starke Volumenabhängigkeit (speziell Höhen- und Längenmaße).

Zur Leistungsverbesserung erfolgte die Optimierung des Wasserstoff-Technologieträgers durch einen synergistischen Ansatz. Als wesentliche Änderungen umfasst die Konfiguration (SYNA-160) ein modifiziertes Rumpfkonzzept und die Technik des **upper surface blowing (USB)** einschließlich der damit verbundenen Triebwerksintegration. Auf weitere Modifikationen bzw. die Verfolgung eines anderen unkonventionellen Konzeptes (z.B. blended wing body) wurde bewusst verzichtet, um Risiken zu minimieren. Neben der nochmals gestiegenen Umweltverträglichkeit konnten deutliche Verbesserungen im wirtschaftlichen Sektor (Frachthandling, etc.) gegenüber der herkömmlichen Wasserstoffversion erzielt werden. Keine deutliche Verbesserung erfährt die Konfiguration auf Grund der hohen Treibstoffpreise im Bereich der Betriebskosten.

Als Fazit bleibt festzuhalten, dass eine Konfigurationsoptimierung unter synergistischen Gesichtspunkten erhebliches Potenzial gegenüber einem Cayleyschen Entwurf vorweist. Dies bestätigt sich bereits durch die vereinfachten Untersuchungen dieser Arbeit. Gerade für Konfigurationen, bei denen die Verwendung neuer Technologien gravierenden Einfluss auf das Gesamtsystem hat, zeichnet sich ein hohes synergistisches Optimierungspotenzial ab.

Weiterführende Untersuchungen müssen daher durch detailliertere Ansätze den quantitativen Gewinn einer solchen Konfiguration für zukünftige Anwendungen konkretisieren. Dazu zählt wegen des kritischen Einflusses auf das Gesamtsystem vor allem die genauere Analyse des Rumpfkonzzeptes.

Um die Leistungen einer synergistischen Optimierung auch in der Industrie profitabel nutzen zu können, ist eine Forcierung der Entwicklung multidisziplinärer Entwurfs- und Optimierungswerkzeuge notwendig. Ausgehend von den heutigen, auf wenige Fachbereiche beschränkten Betrachtungen gilt es, den Schritt zum Gesamtsystem zu vollziehen. Dies bedingt zum Verständnis der komplexen Gesamtzusammenhänge und zur erfolgreichen Entwicklung einer synergistisch optimierten Konfiguration auch die Bildung von Teams mit einem ausgewogenen Verhältnis von Generalisten und Spezialisten.

## Literaturverzeichnis

- [1] A380 Europe's giant, <http://www.flightglobal.com/>, 2003
- [2] ACI Cargo Traffic Report 2003, <http://www.airports.org/>
- [3] Aerospace Project Development Group: Aircraft Performance Programme 4.4, User's Manual, Zürich 1995
- [4] Air Transport Association of America: Standard method of estimating comparative direct operating costs of turbine powered transport airplanes, 1967
- [5] Airbus Deutschland GmbH: Liquid Hydrogen Fueled Aircraft - System Analysis, Final TR, 2003
- [6] Airbus: A380 Airplane Characteristics for Airport Planning, 2003
- [7] Airbus: Fuselage de grande capacité pour avion, Patent 2649665, Paris 1989
- [8] Alexander David S.: Advanced Energetics for Aeronautical Applications, NASA-Report CR-2003-212169, Washington 2003
- [9] Arbeitskreis Masseanalyse: Luftfahrttechnisches Handbuch Band Masseanalyse, München 2004
- [10] Ardema Mark D., Chambers Mark C., Patron Anthony P., Hahn Andrew S., Miura Hirokazu, Moore Mark D.: Analytical Fuselage and Wing Weight Estimation of Transport Aircraft, NASA-TM 110392, Moffett Field 1996
- [11] Boeing: B747-400 Airplane Characteristics for Airport Planning, 2002
- [12] Böhm Martin, Staudacher Werner: Konzept eines zukünftigen Transportflugzeuges, DGLR-Paper, Dresden 2004
- [13] Brand J., Sampath S., Shum F., Bayt R.L., Cohen J.: Potential use of hydrogen in air propulsion, AIAA-Paper 2003-2879, Dayton 2003
- [14] Brewer G. Daniel: Hydrogen Aircraft Technology, Florida 1991
- [15] Brewer G.D., Morris R.E., Davis G.W., Versaw E.F., Cunnington G.R., Riple J.C., Baerst C.F., Garmong G.: Study of fuel systems for LH<sub>2</sub>-fueled subsonic transport aircraft Volume I+II, NASA CR-145369, Burbank 1978

- [16] Brewer G.D., Morris R.E., Lange R.H., Moore J.W.: Final Report Vol. II: Study of the application of hydrogen fuel to long-range subsonic transport aircraft, NASA-TR CR-132559, Burbank 1975
- [17] Brewer G.D., Wittlin G., Versaw E.F., Parmley R., Cima R., Walther E.G.: Assessment of Crash Fire Hazard of LH<sub>2</sub>-fueled Aircraft, NASA-Report CR-165525, Cleveland 1981
- [18] Cleveland F. A.: Size Effects in Conventional Aircraft Design, Journal of Aircraft Vol. 7 No. 6, S. 483-512, 1970
- [19] DoKaSch GmbH: Air Cargo Equipment, ULD-Datenblattsammlung, Staudt 2005
- [20] Enzyklopädie der Flugzeuge Technik-Modelle-Daten, Augsburg 1992
- [21] Eppel Joseph C., Riddle Dennis W., Stevens Victor C.: Flight Measured Downwash of the QSRA, NASA-TM 101050, Moffett Field 1988
- [22] European Commission: European Aeronautics: A Vision for 2020, Belgien 2001
- [23] Fahlbusch G.: Leichtbau I-II, Vorlesungsskript des Instituts für Leichtbau der Universität der Bundeswehr München, Neubiberg 2000
- [24] Flugzeugcharakteristika A380 (A380 Navigator), [www.events.airbus.com](http://www.events.airbus.com)
- [25] Flugzeugcharakteristika von A380 und A350, [www.airbus.com](http://www.airbus.com)
- [26] Flugzeugcharakteristika von B787, [www.boeing.com](http://www.boeing.com)
- [27] Grant R.G.: Fliegen Die Geschichte der Luftfahrt, Starnberg 2003
- [28] Gunston Bill, Bushell Sue, Spick Mike, Mason Frank, Kerrod Robin: Die Geschichte der Luftfahrt, Erlangen 1997
- [29] Guym Mark D., Freeh Joshua E., Olson Erik D.: Evaluation of a Hydrogen Fuel Cell Powered Blended-Wing-Body Aircraft Concept for Reduced Noise and Emissions, NASA-TM 2004212989, Hampton 2004
- [30] Hill G.A., Brown S.A., Geiselhart K.A.: Integration of Propulsion-Airframe-Aeroacoustic Technologies and Design Concepts for a Quiet Blended-Wing-Body Transport, AIAA-Paper, Hampton 2004
- [31] Hoak D.E., Finck R.D.: USAF Stability and Control DATCOM Vol. 1-3, 1978
- [32] Hoerner Sighard F.: Fluid-Dynamic Drag, Midland Park 1958

- [33] Jane's information group: All the world's aircraft 2001-2002, Alexandria
- [34] Jenkinson L.R., Simpkin P., Rhodes D.: Civil Jet Aircraft Design, Airport Data File, <http://www.bh.com/companions/034074152X/>
- [35] Jenkinson L.R., Simpkin P., Rhodes D.: Civil Jet Aircraft Design, Oxford 2003
- [36] John Sven: Parametrisierung konventioneller Flugzeugkonfigurationen als Grundlage für die Datensatzgenerierung im Flugzeugvorentwurf, Diplomarbeit an der Universität der Bundeswehr München, Neubiberg 2005
- [37] Kämpf Peter: Virtueller Flugzeug Entwurf, Programmbeschreibung, Nürnberg 2004
- [38] Kleinhempel Jens: Auftriebsuntersuchung „Nicht-Zylindrischer-Rumpfgeometrien“ mit Hilfe des CFD-Programmpaketes FLUENT, Diplomarbeit an der Universität der Bundeswehr München, Neubiberg 2004
- [39] Kurzke Joachim: Gasturb 10, User's Manual, 2004
- [40] Lentz Stefan: Gesamtentwurf eines zweistufigen Raumtransportsystems mit einer Anlage zur Extraktion von Sauerstoff an Bord der Unterstufe, Dissertation an der Universität der Bundeswehr München, Neubiberg 2006
- [41] Liebeck R.: Design of the Blended-Wing-Body Subsonic Transport, AIAA-Paper 2002-0002, Reno 2002
- [42] McCormick, Barnes W.: Aerodynamics of V/STOL Flight, Mineola 1999
- [43] McDonnell Douglas: MD-11 Airplane Characteristics for Airport Planning, 1990
- [44] Mukhopadhyay V., Sobieszczanski-Sobieski J., Kosaka I., Quinn G., Charpentier C.: Analysis Design and Optimization of Non-cylindrical Fuselage for Blended-Wing-Body (BWB) Vehicle, AIAA-Paper 2002-5664, Atlanta 2002
- [45] Mukhopadhyay Vivek: Structural Concepts Study of Non-circular Fuselage Configurations, AIAA-Paper WAC-67, Los Angeles 1996
- [46] Nickel Karl, Wohlfahrt Michael: Schwanzlose Flugzeuge, Ihre Auslegung und ihre Eigenschaften, Berlin 1990
- [47] Nicolai Leland M.: Fundamentals of aircraft design, Fairborn 1975
- [48] Nitsch Joachim: Potenziale der Wasserstoffwirtschaft, Externe Expertise für WBGU-Hauptgutachten, Stuttgart 2002
- [49] Niu Michael C.Y.: Airframe Stress Analysis and Sizing, Hong Kong 1999

- [50] Niu Michael C.Y.: Airframe Structural Design, Hong Kong 1999
- [51] Norris Guy, Wagner Mark: Giant Jetliners, Osceola 1997
- [52] Ott James: Future Cargo Hubs, in Aviation Week & Space Technology 11/2004, S. 66-70
- [53] Ott James: Reequipping for Growth, in Aviation Week & Space Technology 4/2004, S. 54-56
- [54] Peschka W.: Flüssiger Wasserstoff als Energieträger - Technologie und Anwendungen, Wien 1984
- [55] Phelps Arthur E.: Wind-tunnel investigation of a twin-engine straight-wing upper-surface blown jet-flap configuration, NASA-TN D-7778, Washington 1975
- [56] Pletschacher Peter: Airbus A380 – Europas Megaliner, München 2001
- [57] Prage, John: Wasserstofftechnologie, LTH-Triebwerkstechnologie-Beitrag, Bremen 1995
- [58] Radinger Willy, Schick Walter: Me262 Entwicklung, Erprobung und Fertigung des ersten einsatzfähigen Düsenjägers der Welt, Oberhaching 2004
- [59] Raymer Daniel P.: Aircraft Design: A Conceptual Approach, Washington 1992
- [60] Reshotko Eli: Drag Reduction by Cooling in Hydrogen-Fueled Aircraft, Journal of aircraft Vol. 16 No. 9, S. 584-590, 1979
- [61] Riebe John M., Davenport Edwin E.: Exploratory wind-tunnel investigation to determine the lift effects of blowing over flaps from nacelles mounted above the wing, NACA-TN 4298, Washington 1958
- [62] Roskam Jan: Airplane Design, Part I-VII, Lawrence 2004
- [63] Scheuerflug H., Wilfert G., Simon B.: Erfüllung zukünftiger Umweltforderungen durch den Einsatz eines Wärmetauschertriebwerkes, München
- [64] Schwind Andreas: Nachprojektierung des Airbus A380-F, Diplomarbeit an der Universität der Bundeswehr München, Neubiberg 2004
- [65] Sehra Arun K., Shin Jaiwon: Revolutionary Propulsion Systems for 21st Century Aviation, NASA-TM 2003-212615, Cleveland 2003

- [66] Skuljan Martin: Untersuchung des Abschirmeffektes von Triebwerkslärm durch Flugzeugtragflächen, Studienarbeit an der Universität der Bundeswehr München, Neubiberg 2005
- [67] Society of Allied Weight Engineers: Introduction to Aircraft Weight Engineering, Los Angeles 1996
- [68] Sonnemann Dirk: Strukturmechanische und thermodynamische Auslegung von Wasserstofftanks für Flugzeuge, Studienarbeit an der Universität der Bundeswehr München, Neubiberg 2006
- [69] Sparco Pierre: Airports Adapt for A380, in Aviation Week & Space Technology 2/2005, S. 58-59
- [70] Sparco Pierre: Heathrow Readies for Giants, in Aviation Week & Space Technology 8/2004, S. 39
- [71] Staudacher Werner, Hornung Mirko, Lentz Stefan: Lösungswege zum nachhaltigen Luftverkehr, DGLR-Vortrag, Stuttgart 2002
- [72] Staudacher Werner: Luftfahrttechnik I-II, Vorlesungsskript des Instituts für Luftfahrttechnik der Universität der Bundeswehr München, Neubiberg 2002
- [73] Stefan Wieners (Lufthansa Cargo): Entwicklungsprognose für den Luftfrachtsektor, persönliche Konversation, Frankfurt 2003
- [74] Stinton Darrol: The Anatomy of the Aeroplane, Oxford 1994
- [75] Strohmayer Andreas: Szenarionmethoden im Vorentwurf ziviler Transportflugzeuge, Dissertation an der Technischen Universität München, München 2002
- [76] The NASA aeronautics blueprint: A technology Vision for Aviation, <http://aerospace.nasa.gov/>
- [77] ULDs and Pallets Index, <http://www.frightersonline.com>
- [78] Weißschuh Matthias, Kaminski Nadine, Staudacher S. : Ökonomische Bewertung zur Lärminderung eingesetzter Chevrontüsen, DGLR-Paper, Dresden 2004
- [79] Wimbauer, Staudacher, Sacher : Urfassung des Hyperschallentwurfsverfahrens, MBB TN-HYPAC-104, München 1990