

UNTERSUCHUNG DES EINFLUSSES DER MOTORENZAHL AUF DIE WIRTSCHAFTLICHKEIT EINES VERKEHRSFLUGZEUGS UNTER BERÜCKSICHTIGUNG EINES OPTIMALEN BYPASSVERHÄLTNISSSES

S. Herrmann,
TU Berlin – Institut für Luft- und Raumfahrt, 10587 Berlin, Deutschland
Deutsche Lufthansa AG, 60546 Frankfurt/M., Deutschland

Zusammenfassung

Mit dieser Arbeit wird die alt anmutende Frage nach der optimalen Triebwerkanzahl unter neuen Voraussetzungen im Vorentwurf ziviler Verkehrsflugzeuge gestellt. Um für künftige Entwürfe einen realistischen Betriebskostenvergleich verschiedener Triebwerkskonfigurationen durchführen zu können, wird im Rahmen dieser Untersuchung ein besonderes Augenmerk auf die Modellierung generischer Triebwerke gelegt, da diese den Entwurf und den Vergleich maßgeblich beeinflussen und in der Antriebstechnologie deutliche Veränderungen zu erwarten sind (u. a. durch das Konzept des *geared turbofan* und steigendes Schubniveau). Weiterhin wird das Nebenstromverhältnis der Triebwerke für die verschiedenen Entwürfe innerhalb des iterativen Entwurfsprozesses bezüglich der Sitzkilometerkosten optimiert.

Mit Hilfe einfacher Vorentwurfsmodelle und punktuell präzisierten Teilmodellen werden in diesem Bereich typische Drachenkonfigurationen mit zwei, drei und vier Triebwerken für Auslegungsreichweiten zwischen 5000NM und 9000NM untersucht. Zusätzlich wird die Passagieranzahl verändert um den Einfluss der Flugzeuggröße zu untersuchen.

1. ABKÜRZUNGEN & FORMELZEICHEN

BPR	= <i>bypass ratio</i>
COC	= <i>cash operating cost</i>
COC _{SKO}	= Sitzkilometerkosten
D _{TW}	= Außendurchmesser des Triebwerks [m]
ETOPS	= <i>extended operations</i>
FAA	= <i>Federal Aviation Administration</i>
G	= Gasgeneratorfunktion
H	= Flughöhe
ISA	= International Standard Atmosphere
l _{TW}	= Gesamtlänge eines Triebwerks [m]
m _{TW}	= Trockenmasse eines Triebwerks [kg]
Ma	= Machzahl
MTOM	= <i>maximum take-off mass</i>
OAPR	= <i>overall pressure ratio</i>
OEM	= <i>operating empty mass</i>
ΔP/P	= Einlaufdruckverlust
S _{0TW}	= Standschub eines Triebwerks [kN]
sfc	= <i>specific fuel consumption</i>
TAS	= <i>true airspeed</i>
TET	= <i>turbine entry temperature</i>
TW	= Triebwerk
η	= Wirkungsgrad
θ	= Verh. Staupunkttemp. zu stat. Außentemp.
Φ	= dimensionslose Turbineneintrittstemperatur

2. EINLEITUNG

Da die Frage der Triebwerksintegration in den Entwurf bereits mit den ersten strahlgetriebenen Triebwerken aufkam, war es bereits um 1950 notwendig, grundlegende Entscheidungen über die Anzahl und Integration der Triebwerke zu treffen. Bis heute wurden vielzählige Varianten in der Praxis umgesetzt, wobei sich bei zivilen

Verkehrsflugzeugen die Konfiguration mit Zweistromtriebwerken in Gondeln durchgesetzt hat.

Diese Studie soll zeigen, wie viele Triebwerke aus wirtschaftlicher Sicht für zukünftige Entwürfe am günstigsten sind. Sie behandelt Flugzeuggrößen der Kategorien B777 und B747 und nutzt diese als Referenzflugzeuge.

2.1. Philosophien der Flugzeughersteller

Bei genauer Betrachtung vergleichbarer Entwürfe der beiden größten Flugzeughersteller Boeing und Airbus (z. B. B777 und A340) wird deutlich, dass die Frage der Triebwerksanzahl auch eine Philosophiefrage ist und bei ähnlichen Auslegungsmissionen unterschiedliche Ansätze verfolgt wurden.

Sowohl operationelle Aspekte (z. B. Triebwerkzuverlässigkeit, Routenplanung, ETOPS) und Flugleistungsparameter (Start- und Steigleistung, Notabstiegshöhe etc.) können für die Festlegung der Triebwerksanzahl herangezogen werden und seitens der Hersteller mit entsprechenden Argumenten vermarktet werden.

Doch das für die Fluggesellschaften wichtigste Kriterium der Betriebskosten stellt als Zielgröße jeden Entwurfs das Hauptbewertungskriterium dar. Aus diesem Grund werden auch in dieser Untersuchung die Betriebskosten als Hauptbewertungskriterium herangezogen.

2.2. Frühere Studien

Da die Frage der optimalen Triebwerkanzahl bereits in den 50er Jahren zu beantworten war, wurden in der Vergangenheit auch entsprechende Studien zu dem Thema durchgeführt. Nicht nur die Flugzeughersteller selbst, sondern auch unabhängige Forschungseinrichtungen gingen dieser Frage nach, um sie objektiv zu betrachten.

So zeigte beispielsweise eine Studie des *Cranfield*

Institute of Technology [1], dass zweistrahlige Konfigurationen deutliche Kostenvorteile gegenüber ihren vierstrahligen Konkurrenten haben.

Als Gegenstück dazu wurde 2005 eine Studie durchgeführt, die zeigt, dass viele am Flügel verteilte Triebwerke (*distributed propulsion*) geringere Kosten verursachen und die Verteilung der Triebwerksmasse über den Flügel Vorteile bezüglich der Gesamtmasse bringen kann [2]. Zu einem ähnlichen Ergebnis kommt auch eine Studie aus dem Jahr 2008, in der besonders auf die verbesserte Effizienz kleiner Triebwerke eingegangen wird [3].

Zum einen zeigt dies, dass nicht nur die Flugzeughersteller, sondern auch unabhängige Forschungsarbeiten zu unterschiedlichen Ergebnissen kommen. Zum anderen verdeutlichen die unterschiedlichen Ergebnisse die Komplexität dieses Themas.

2.3. Motivation

Die vorliegende Arbeit soll objektiv und unter veränderten Voraussetzungen zeigen, ob es gelingt eine wirtschaftliche zweistrahlige Flugzeugfamilie im Kapazitätsbereich zwischen B777 und B747 zu entwickeln.

Dazu soll der Einfluss der Triebwerkanzahl, des Nebenstromverhältnisses, der Flugzeuggröße und der Auslegungsreichweite auf die Wirtschaftlichkeit untersucht und vergleichend dargestellt werden. Das Nebenstromverhältnis soll dabei bezüglich des Gesamtentwurfs optimiert werden, um minimale Betriebskosten zu erzielen.

Für diese Untersuchung werden Konfigurationen mit zwei, drei und vier Triebwerken betrachtet, wobei für die drei-strahlige Variante ein Hecktriebwerk am Seitenleitwerk vorgesehen wird. Weiterhin werden im Rahmen dieser Studie Flugzeugentwürfe für zwei Größen von Langstreckenflugzeugen im Kapazitätsbereich von 305 Sitzen sowie 467 Sitzen entwickelt. Für die Entwürfe gelten die Nutzlastforderungen der Referenzmuster B777-200ER sowie B747-8i, sodass für die im Folgenden als 305-Sitzer sowie 467-Sitzer bezeichneten Flugzeuge die jeweiligen Rümpfe der B777-200ER und B747-8i angenommen werden. Neben der Triebwerkanzahl und Flugzeuggröße wird außerdem die Auslegungsreichweite zwischen 5000NM und 9000NM variiert. Somit resultieren für die Untersuchung insgesamt 30 Entwürfe (BILD 1).

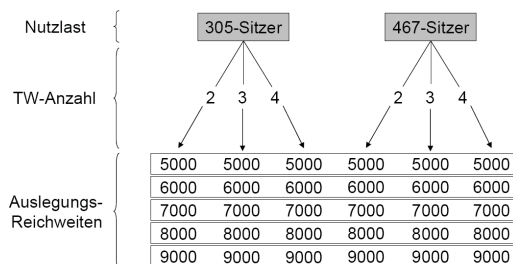


BILD 1. Schema zur Variation der Parameter

3. THEORETISCHE GRUNDLAGEN

Um die grundlegenden Einflüsse von Nebenstromverhältnis, Triebwerkgröße und -anzahl auf den Entwurf eines Triebwerks / Flugzeugs darzustellen, bedarf es einer ausführlichen Beschreibung der Entwurfsmethoden im

Triebwerk- und Flugzeugbau. Um dies im Rahmen dieser Veröffentlichung möglichst gering zu halten, sei auf die eigentliche Studie [4] und weiterführende Literatur verwiesen (z. B. [5] und [6]), wo diese Grundlagen ausführlich beschrieben werden.

Zusammenfassend sei hier nur auf relevante Themenbereich verwiesen, die in der Studie betrachtet werden.

• Einfluss von Triebwerkanzahl und Nebenstromverhältnis auf ...

- Triebwerkkonzepte und Triebwerkkomponenten
- Triebwerkparameter (TET, OAPR, η usw.)
- die Flugzeugkonfiguration (inkl. Maßnahmen)
- die Aerodynamik (Widerstand, Auftrieb, Flügel)
- Strukturmechanik
- Flugleistung
- Operationelle Aspekte (ETOPS, Hochgebirge)

4. DAS SYNTHESMODELL

Die Entwürfe werden mit einem iterativen Verfahren berechnet, welches lediglich die manuelle Veränderung der Triebwerkanzahl, Passagierzahl und Auslegungsreichweite vorsieht. Alle weiteren Parameter werden entweder automatisiert bestimmt (z. B. Triebwerkparameter) oder bleiben konstant (z. B. einige Flügelparameter). Zur Programmierung und Berechnung wurde das Programm MATLAB® verwendet und um eine entsprechende Benutzeroberfläche erweitert.

Die Berechnungsmethoden orientieren sich stark an den Übungsunterlagen der Lehrveranstaltung „Flugzeugentwurf I+II“ der Technischen Universität Berlin (Institut für Luft und Raumfahrt, Fachgebiet Luftfahrzeugbau und Leichtbau), welche sich wiederum an die Berechnungen von Torenbeek [6] anlehnen. An einigen Stellen wurden Modifikationen vorgenommen, um die Einflüsse von Triebwerkanzahl und Nebenstromverhältnis zu präzisieren und somit einen möglichst genauen Vergleich der Entwürfe zu gewährleisten.

4.1. Syntheseverfahren

In dem eingangs genannten iterativen Berechnungsverfahren wird innerhalb der Iteration das Nebenstromverhältnis im Gesamtentwurfsprozess als Optimierungsparameter behandelt womit diesem Parameter eine besondere Bedeutung zukommt (siehe BILD 2).

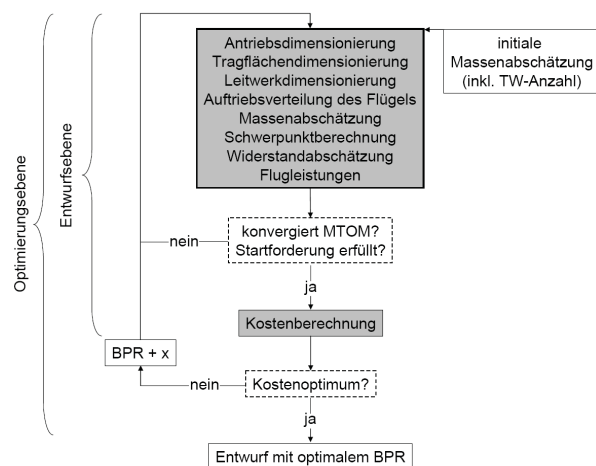


BILD 2. Iteratives Entwurfs- und Optimierungsverfahren

Das Nebenstromverhältnis wird nach jeder Iterationschleife so lange vergrößert, bis für den Entwurf minimale Sitzkilometerkosten berechnet werden und somit ein Kostenoptimum für den Entwurf erreicht wird (siehe BILD 3). Mit dem so ermittelten (optimalen) Nebenstromverhältnis wird der Entwurf konsistent berechnet.

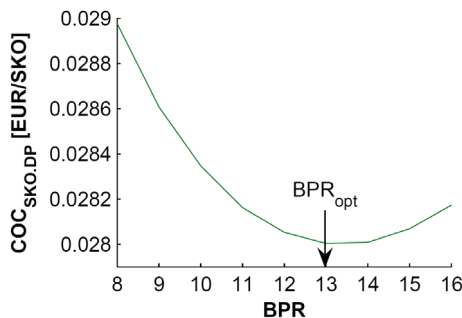


BILD 3. Verlauf der Sitzkilometerkosten eines Entwurfs bei Vergrößerung des Nebenstromverhältnisses

Die Besonderheit dieser Vorgehensweise liegt darin, dass nicht das Triebwerk isoliert optimiert wird (z. B. bezüglich des Kraftstoffverbrauchs), sondern ein Bezug zur eigentlichen Zielgröße des Flugzeugentwurfs hergestellt wird. So werden alle Einflüsse auf den Gesamtentwurf berücksichtigt.

Den Einfluss der Auslegungsreichweite auf das optimierte Nebenstromverhältnis zeigt BILD 4 am Beispiel des 305-Sitzers für die verschiedenen Triebwerkkonfigurationen.

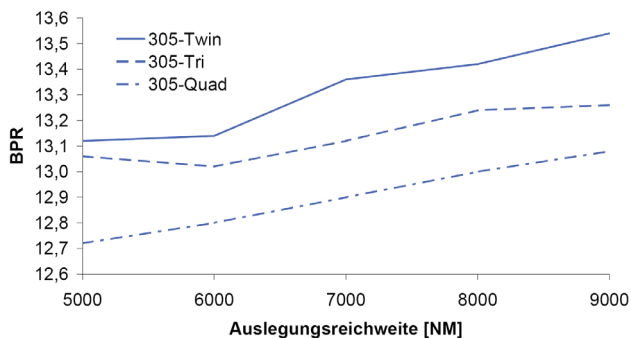


BILD 4. Verlauf des optimalen Nebenstromverhältnisses in Abhängigkeit der Auslegungsreichweite

Es ist deutlich erkennbar, dass mit steigender Auslegungsreichweite auch das optimale Nebenstromverhältnis ansteigt, wobei es sich nur geringfügig ändert.

Die weiteren Triebwerkparameter (z. B. Gesamtdruckverhältnis, Turbineneintrittstemperatur) werden mit einem auf statistischen Daten basierten Triebwerksmodell entsprechend den Schubanforderungen und dem Nebenstromverhältnis automatisiert angepasst. Auf diese Weise werden für die Triebwerke zueinander konsistente und realistische Werte angenommen.

4.2. Anforderungskatalog und Startwerte

Zu Beginn eines Entwurfs müssen einige grundlegende Anforderungen formuliert werden, die in verschiedenen Teilen der Berechnung als Eingangsgrößen dienen. Diese werden zum großen Teil im Anforderungskatalog festgelegt und beeinflussen den Entwurf maßgeblich.

- **Reiseflug:** Für den Reiseflug wird eine Anfangsreiseflughöhe von 35000ft unter ISA-Bedingung nach Start mit maximaler Abflugmasse und eine Reisemachzahl von $Ma_{Reise}=0,85$ angenommen. Für die maximale Betriebsmachzahl gilt $Ma_{MO}=0,87$.
- **Nutzlast:** Für den 305-Sitzer und den 467-Sitzer gelten die Auslegungsnutzlasten der B777-200ER, bzw. die der B747-8i, gemäß Hersteller. Für den 305-Sitzer gilt demnach, bei einer Passagiermasse von 95,25kg inklusive Gepäck, eine Auslegungsnutzlast von $m_{Nutzlast305}=29,05t$. Bei dem 467-Sitzer wird bei Auslegungsreichweite, entsprechend der B747-8i, eine Nutzlast von $m_{Nutzlast467}=44,48t$ angenommen. Für die Bestuhlungen gelten die Spezifikationen des Herstellers der B777-200ER und B747-8i, die für eine Drei-Klassen-Konfigurationen vorgeschlagen wird ([7] und [8]).
- **Reichweite:** Jeder Entwurf (bei fester Triebwerkanzahl und Nutzlast) wird für fünf verschiedene Reichweiten ausgelegt (5000NM, 6000NM, 7000NM, 8000NM, 9000NM), bei denen die geforderte Auslegungsnutzlast transportiert wird. Außerdem soll der gesetzlich erforderliche Reservekraftstoff mitgeführt werden (*contingency fuel, alternate fuel, holding fuel*).
- **Landeforderung:** Am Zielflughafen darf eine Landegeschwindigkeit von 140kts (TAS) nach einem Flug mit Auslegungsnutzlast bei Auslegungsreichweite nicht überschritten werden. Am Zielflughafen wird eine Atmosphäre entsprechend ISA+15 angenommen. Desweiteren ist eine maximale Landestrecke von 3000m einzuhalten.
- **Startforderung:** Für die Startberechnung werden zwei Bedingungen geprüft, wobei die kritische von beiden Anforderungen den Triebwerkschub dimensioniert. (1) Allgemein formulierte Startforderung: Für den Start ist eine maximale Strecke von 3350m einzuhalten, wobei ein Start mit maximaler Abflugmasse angenommen wird. Die Umgebungsbedingungen werden dabei mit ISA+15 auf Meeresspiegelhöhe angenommen. (2) Eine zweite Startforderung sieht einen Start vom Flughafen in Mexico City (MMMX) mit Auslegungsnutzlast und Kraftstoff für eine 5000NM-Mission auf einer Startbahn mit 3900m Länge vor, wobei eine Platzhöhe von 2230m und eine Umgebungstemperatur von ISA+21 (21,5°C) angenommen wird.

Die Rumpfdaten werden innerhalb der Synthese als konstante Parameter behandelt und sind aufgrund der vorgegebenen Nutzlast gemäß Anforderungskatalog festgelegt, wobei zwischen dem Rumpf der B777-200ER und dem der B747-8i gewählt wird. Die Anzahl und Massen der Sitze richten sich nach den Angaben aus den Konfigurationsspezifikationen des Herstellers Boeing ([7] und [8]).

4.3. Antriebsdimensionierung

Die Ermittlung des erforderlichen Schubes stellt einen zentralen Aspekt dieser Studie dar, da durch die Anzahl der Triebwerke und das Nebenstromverhältnis eine starke Abhängigkeit besteht. Durch die gesetzliche Vorgabe,

beim Start einen Triebwerkausfall zu berücksichtigen, spielt die Triebwerkanzahl bei der Startforderung eine maßgebende Rolle. Während beispielsweise bei einer vierstrahligen Konfiguration noch 75% des Gesamtschubs verfügbar sind, bleiben dem Zweistrahler lediglich 50% des Gesamtschubs erhalten. Somit ist für die zweistrahlige Konfiguration stets deutlich mehr Gesamtschub zu installieren, um diese Forderung zu erfüllen.

Zur Berechnung des erforderlichen Schubs werden weiterhin die in Kapitel 4.2 formulierten Startforderungen berücksichtigt. Dem Berechnungsmodell hinterlegt ein generisches Schubmodell, mit dem der verringerte Schub infolge der Flughöhe und Geschwindigkeit berücksichtigt wird. Auch der Reduzierung des verfügbaren Schubs mit größer werdendem Nebenstromverhältnis wird bei dem Modell Rechnung getragen. Weiterhin werden aerodynamische Aspekte durch reziproke Gleitzahlen und Auftriebsbeiwerte bei der Schubdimensionierung berücksichtigt. Als Ergebnisse werden neben dem erforderlichen Schub auch die Flügelfläche und der Auftriebsbeiwert bei Erreichen der Reiseflughöhe über die vorgegebene Flächenbelastung errechnet.

4.3.1. Triebwerkmodell

Aus der ermittelten Schubanforderung und dem optimalen Nebenstromverhältnis werden einige Triebwerkparameter über ein Triebwerkmodell abgeleitet, welches folgende Parameter innerhalb des Iterationsprozesses abschätzt.

- Gesamtdruckverhältnis (OAPR)
- Turbineneintrittstemperatur (TET)
- Wirkungsgrade (η)
- Schubspezifischer Kraftstoffverbrauch (sfc)
- Triebwerkdurchmesser
- Triebwerkoberfläche
- Triebwerkklänge
- Triebwerkmasse

Bis auf den schubspezifischen Kraftstoffverbrauch und die Triebwerkoberfläche werden die oben aufgeführten Parameter jeweils über statistisch entwickelte Regressionsgleichungen abgeschätzt. Dabei werden die jeweils relevanten Einflussgrößen berücksichtigt, um untereinander konsistente Werte zu verwenden. Beispielsweise sei hier die Regressionsgleichung zur Abschätzung der Triebwerkklänge aufgeführt, wobei der Standschub S_{0TW} die einzige Einflussgröße darstellt:

$$(1) \quad l_{TW} = 0,79586157 \cdot \ln(S_{0TW}) - 0,32950761$$

Diese Regressionsgleichung wurde auf Grundlage der in BILD 5 dargestellten Datenverteilung gebildet.

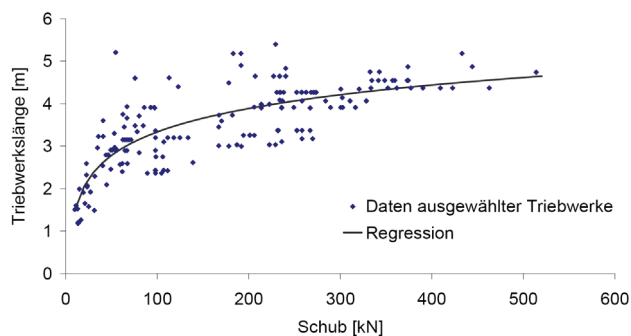


BILD 5. Einfluss des Standschubs auf die Triebwerkklänge

4.3.2. Das Kraftstoffverbrauchsmodell

Den wohl wichtigsten Abschnitt im Triebwerkmodell und im gesamten Entwurfsprozess dieser Untersuchung stellt die Berechnung des Kraftstoffverbrauchs dar. Dieser Parameter hat nicht nur weitreichende Einflüsse auf den gesamten Entwurf (z. B. auf OEM). Er macht damit auch den Hauptunterschied zwischen den verschiedenen Triebwerkskonfigurationen aus (z. B. über den Gesamtkraftstoffbedarf) und muss deshalb möglichst präzise beschrieben werden, um einen realistischen Vergleich der verschiedenen Entwürfe zu gewährleisten.

Die Berechnung basiert auf der Methode von Torenbeek [6], wobei entscheidende Modifikationen vorgenommen wurden, um die Trends und Grenzen der Triebwerkparameter und technologische Fortschritte zu berücksichtigen (z. B. Berechnung der Triebwerkparameter auf Grundlage von ausgewählten Triebwerkdaten anstelle einer manuellen Auswahl der Werte).

Dieses Verfahren nutzt den schubspezifischen Kraftstoffverbrauch als zu berechnende Kenngröße. Das folgende Schema (BILD 6) zeigt, wie dieses Modell innerhalb der Studie angewandt wird und die zuvor berechneten und abgeschätzten Größen als Eingangswerte genutzt werden.

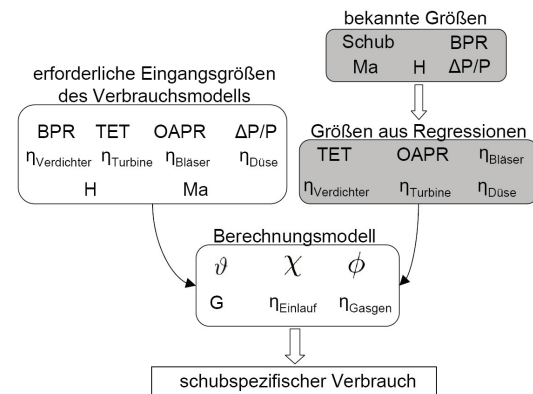


BILD 6. Schematische Darstellung zur Berechnung des schubspezifischen Kraftstoffverbrauchs nach Torenbeek (links) und dessen Anwendung für die Studie (rechts)

Damit wird deutlich, dass zur Berechnung des schubspezifischen Kraftstoffverbrauchs lediglich der Schub und das Nebenstromverhältnis als Eingangsgrößen für das Kraftstoffverbrauchsmodell notwendig sind (Machzahl Ma, Flughöhe H und Einlaufdruckverlust $\Delta P/P$ sind konstant vorgegebene Parameter). Alle weiteren Parameter werden innerhalb des Berechnungsmodells automatisiert berechnet, sodass keine manuelle Anpassung der Werte erforderlich ist.

Mit dem zuvor beschriebenen Triebwerk- und Kraftstoffverbrauchsmodell werden somit für jeden Entwurf entsprechend den Entwurfsvorgaben geeignete Triebwerkparameter berechnet. BILD 7 zeigt beispielhaft die Parameter von Triebwerken für einen 305-Sitzer als zwei- und vierstrahlige Variante.

	305-Sitzer (Twin)	305-Sitzer (Quad)
<i>Schub</i> [kN]	457	208
<i>BPR</i>	13,4	13
<i>sfc_{Reise}</i> [$\frac{kg}{daN \cdot h}$]	0,4954	0,5215
<i>OAPR</i>	59,37	51,33
<i>TE_{T_{cruise}}</i> [K]	1783	1762
$\eta_{Einlauf}$	0,9698	0,9698
$\eta_{Bläser}$	0,9064	0,8911
$\eta_{Verdichter}$	0,8842	0,8818
$\eta_{Turbine}$	0,9100	0,9010
$\eta_{Düse}$	0,9912	0,9856
<i>D_{TW}</i> [m]	3,70	2,83
<i>l_{TW}</i> [m]	4,54	3,92
<i>m_{TW}</i> [t]	9,04	5,33

BILD 7. Triebwerkparameter der 305-Sitzer, ausgelegt auf 8000NM

Die auffällig hohen Wirkungsgrade resultieren dabei aus dem Fehlen statistischer Daten für diesen Parameter, weshalb eine Rückrechnung ausgehend von den sfc-Werten erforderlich war. Da die Wirkungsgrade lediglich als Mittel dienen, um die sfc-Werte zu berechnen, ist es jedoch ausreichend ein korrektes Verhältnis zwischen den verschiedenen Konfigurationen abzubilden.

4.4. Massenabschätzung

Zur Abschätzung der Massen (z. B. OEM, MTOM) wurde ebenfalls das Verfahren von Torenbeek angewandt, wobei die verschiedenen Baugruppen gesondert betrachtet werden. Für einige Baugruppen, wie beispielsweise die Triebwerke, werden präzisere Abschätzungsmethoden genutzt, um den Einfluss der Triebwerkanzahl und des Nebenstromverhältnisses möglichst exakt zu berücksichtigen. Im Folgenden werden beispielhaft wichtige Berechnungsteile erläutert.

4.4.1. Flügelmasse

Die Genauigkeit der Flügelmassenabschätzung ist zum einen wichtig, da die Flügelmasse einen großen Anteil an der Gesamtmasse ausmacht. Zum anderen unterscheiden sich die Belastungsverhältnisse bei unterschiedlichen Triebwerkkonfigurationen (z. B. Zweistrahlern gegenüber einem Vierstrahler). Weiter außen liegende Triebwerke bei einem Vierstrahler wirken im Flug stärker als Gegengewicht zum Auftrieb und vermindern das Biegemoment in der Flügelwurzel (siehe BILD 8).

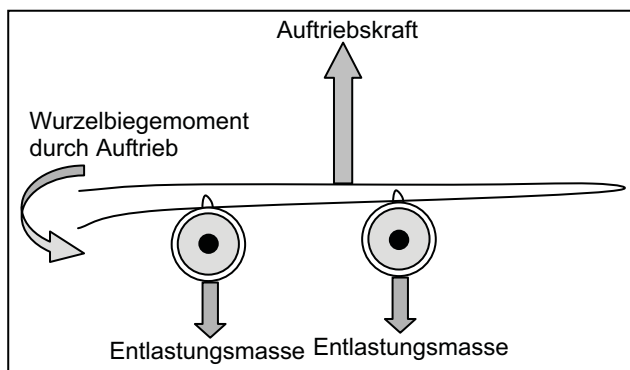


BILD 8. Qualitative Belastungsverhältnisse durch Triebwerkmassen am Flügel eines Vierstrahlers

Dies verringert die erforderliche Verstärkung in der Flügelwurzel und eine geringere Flügelmasse resultiert. Dieser Effekt wird mit einer Abschätzung von Torenbeek ([6], Gleichung C-1) über Entlastungsfaktoren ausreichend abgebildet.

4.4.2. Triebwerkmasse

Wie im Kapitel 4.3.1 angedeutet, wird die Triebwerkmasse als weiterer wichtiger Massenanteil über eine Regressionsgleichung abgeschätzt. Die aus statistischen Daten ausgewählter Triebwerke gebildete Gleichung zur Abschätzung der Trockenmasse eines Triebwerks in [kg] beinhaltet den Standschub S_{0TW} in [kN], das Nebenstromverhältnis BPR und das Gesamtdruckverhältnis OAPR als Einflussgrößen (Gleichung (2)).

$$(2) \quad m_{TW} = 106 \cdot S_{0TW}^{0,68} \cdot BPR^{0,25} \cdot OAPR^{-0,09}$$

Während der Maximalschub und das Gesamtdruckverhältnis einen allgemeinen Einfluss auf die Gesamtmasse des Kerntriebwerks darstellen, repräsentiert das Nebenstromverhältnis die steigende Masse aufgrund des größeren Blägers.

4.4.3. Fahrwerkmasse

Aufgrund der hohen Nebenstromverhältnisse (ca. 13) und den damit verbundenen großen Triebwerkdurchmessern entsteht eine nicht zu vernachlässigende Auswirkung auf die Flugzeugkonfiguration. Mit Beibehaltung der in diesem Bereich typischen Drachenkonfiguration mit Triebwerken unter dem Flügel ist eine deutliche Verlängerung der Fahrwerkbeine erforderlich um einen ausreichenden Sicherheitsabstand zum Boden zu gewährleisten (siehe BILD 9).

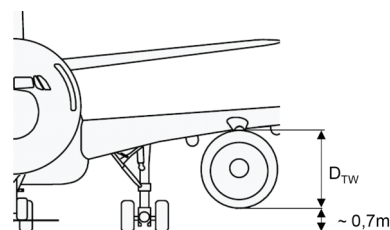


BILD 9. Triebwerk- und Fahrwerkanbringung am Beispiel des A340-600

Mit einer Verlängerung der Fahrwerkbeine ist (isoliert betrachtet) eine entsprechende Erhöhung der Fahrwerkmasse zu erwarten.

Um diesen Sachverhalt zu überprüfen und im Modell zu berücksichtigen, wird zur Abschätzung der Fahrwerkmasse im Gegensatz zur Abschätzung nach Torenbeek ein Modell aus dem Luftfahrttechnischen Handbuch [9] angewandt, welches die Fahrwerkbeinlänge berücksichtigt. Die Fahrwerkbeinlänge wird dazu an den zuvor berechneten Triebwerkdurchmesser gekoppelt und bestimmt gemeinsam mit weiteren Parametern (u. a. Maximale Landemasse) die Fahrwerkmasse für Bug- und Hauptfahrwerk.

Der Berechnungsprozess (beschrieben in Kapitel 4.1) ermöglicht es nun die während der Iteration aufgezeichneten Werte für den Triebwerkdurchmesser und die

Fahrwerkmasse grafisch über dem Nebenstromverhältnis aufzutragen. Somit ist es möglich, nachzuvollziehen, wie sich die Fahrwerkmasse mit Erhöhung des Nebenstromverhältnisses entwickelt (siehe BILD 10).

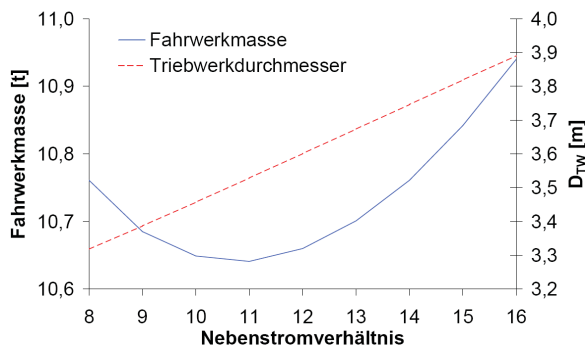


BILD 10. Entwicklung der Fahrwerkmasse mit Veränderung des Nebenstromverhältnisses bei jeweils konsistentem Entwurf (zweistrahligler 305-Sitzer ausgelegt auf 8000NM).

Der Verlauf zeigt deutlich den Einfluss der Landemasse, welche einen ähnlich parabolischen Verlauf aufweist, wenn diese über dem Nebenstromverhältnis aufgetragen wird. Eine Verlängerung der Fahrwerke hat somit erst bei sehr hohen Nebenstromverhältnissen eine Zunahme der Fahrwerkmasse zur Folge. Im hier relevanten Bereich führt die Erhöhung des Nebenstromverhältnisses sogar zu einer Verringerung der Fahrwerkmasse (aufgrund der Verringerung des Kraftstoffbedarfs und somit eines leichteren Entwurfs).

4.5. Flugleistung

Zur Ermittlung der Flugleistung eines Entwurfs werden die bis zu diesem Punkt durchgeführten Berechnungen hauptsächlich mit den Berechnungsmethoden der TU Berlin ausgewertet, wobei folgende Berechnungsteile enthalten sind:

- Horizontalflugdiagramm
- Steigleistung
- Spezifische Reichweite
- Optimalgeschwindigkeiten
- Spezifische Flugdauer
- Flugbereichsdiagramm
- Integrale Steigleistung
- Triebwerksausfall im Reiseflug (Sonderbetrachtung)
- Nutzlast-Reichweite-Diagramm

Dieser Abschnitt ist bezüglich der Triebwerkanzahl insofern von Bedeutung, da mit unterschiedlichen Schub-Gewichts-Verhältnissen veränderte Steigleistungen und Dienstgipfelhöhen berechnet werden. Durch die unterschiedliche Größe, und somit Effizienz, der Triebwerke verändern sich außerdem die Nutzlast-Reichweite-Verhältnisse.

Weiterhin wurde mit einem zusätzlichen vereinfachten Berechnungsteil geprüft, ob bei Ausfall eines Triebwerks und anschließendem Notabstieg über hohen Hindernissen (z. B. über dem Himalaya Gebirge) die erforderlichen Sicherheitsabstände eingehalten werden können, was insbesondere für die zweistrahligten Konfigurationen kritisch ist und in der Praxis operationelle Grenzen setzt.

4.6. Betriebskostenabschätzung

Im abschließenden Berechnungsteil werden für jeden Vergleich der Entwürfe die reinen Betriebskosten (*cash operating cost*) über eine vereinfachte Methode abgeschätzt, um den rein betrieblichen Aufwand unabhängig von Kapitalkosten darzustellen. Die mit der Beschaffung verbundenen Kapitalkosten lassen sich nur schwer abschätzen, da sie in der Praxis stark variieren (z. B. mit der Anzahl der Flugzeugbestellungen oder durch andere Vergünstigungen).

Die Berechnungsmethode des Fachgebiets Luftfahrzeugbau und Leichtbau der Technischen Universität Berlin [10] berücksichtigt folgende Betriebskostenanteile:

- Kraftstoffkosten
- Instandhaltungskosten
- Gebühren
- Besatzungskosten

Als Eingangsgrößen für die Betriebskostenabschätzung dienen die für den jeweiligen Entwurf berechneten Werte (z. B. Massen, Schub) und die für alle Entwürfe konstanten Parameter im Kostenmodell (z. B. Preisfaktoren). Wie bereits angedeutet, werden die Sitzkilometerkosten als Ausgabewert dieser Berechnung für den Betriebskostenvergleich aller Entwürfe herangezogen und stellen somit die Zielgröße und Bewertungsgrundlage dar.

5. ERGEBNISSE UND DISKUSSION

Neben den berechneten Betriebskosten werden auch Vergleiche bezüglich der Massen und Schubwerte aufgezeigt, um die zuvor beschriebenen Effekte anschaulich darzustellen.

5.1. Betriebskostenvergleich

Die primäre Fragestellung der Wirtschaftlichkeit der Entwürfe wird mit einem Vergleich der Betriebskostenparameter im Fan-Diagramm beantwortet. Dazu werden für eine bestimmte Einsatzreichweite die berechneten Sitzkilometerkosten über den Flugkilometerkosten aufgetragen (BILD 11, BILD 12 und BILD 13).

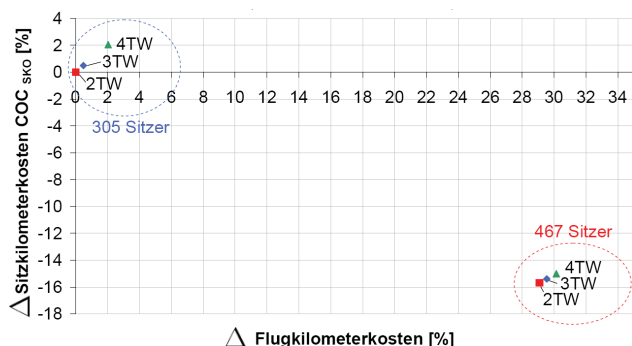


BILD 11. Fan-Diagramm für alle auf 5000NM ausgelegten Entwürfe (Einsatzreichweite = 5000NM)

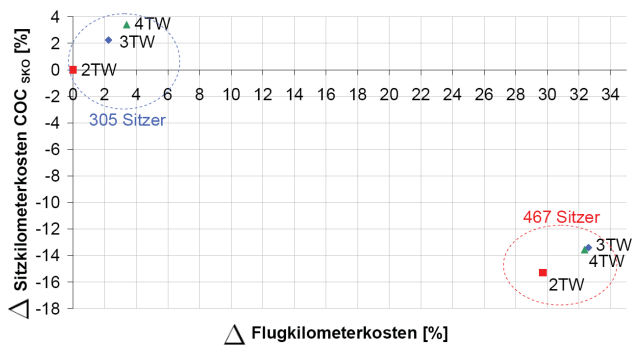


BILD 12. Fan-Diagramm für alle auf 9000NM ausgelegten Entwürfe (Einsatzreichweite = 9000NM)

Die dargestellten Fan-Diagramme zeigen die Betriebskostenvergleiche für die niedrigste und höchste untersuchte Auslegungsreichweite um die Entwicklungstendenz zu verdeutlichen. Es ist klar erkennbar, dass für beide Flugzeuggrößen und alle Auslegungsreichweiten die zweistrahlige Konfiguration bezüglich beider Kostenparameter die günstigste Variante darstellt. Mit Zunahme der Auslegungsreichweite wird dies sogar noch verstärkt, da die Vorteile im geringeren Kraftstoffbedarf auf Langstrecken einen größeren Einfluss haben. Bei einer Auslegungsreichweite von 9000NM erreicht der zweistrahlige 305-Sitzer gegenüber der vierstrahligen Variante einen Kostenvorteil von über 3%. Beim 467-Sitzer zeigt sich dieser Effekt nicht ganz so ausgeprägt, doch auch hier wird ein Kostenvorteil von knapp 2% gegenüber dem Drei- und Vierstrahler erzielt.

Auch der sogenannte Skalierungseffekt (*economy of scale*) ist mit verringerten Sitzkilometerkosten für den 467-Sitzer gegenüber dem 305-Sitzer klar erkennbar.

Weiterhin können Einsatzreichweiten, die deutlich von der Auslegungsreichweite abweichen im Fan-Diagramm dargestellt werden. BILD 13 zeigt alle berechneten Entwürfe im Fan-Diagramm für eine typische Langstreckenmission mit 4000NM Einsatzreichweite. Die zuvor beschriebenen Effekte sind auch darin zu erkennen.

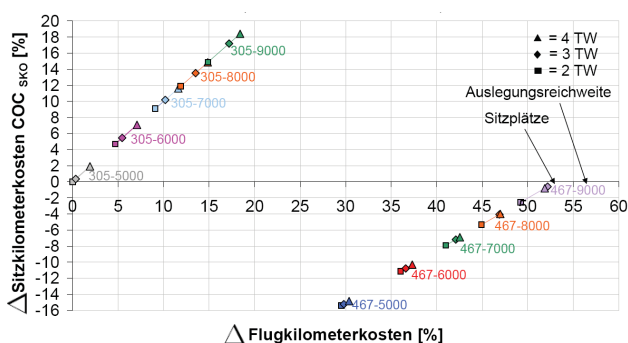


BILD 13. Fan-Diagramm für alle Entwürfe bei einer Einsatzreichweite von 4000NM

Während die Sitzkilometerkosten in obigen Fan-Diagrammen nur für eine Einsatzreichweite dargestellt werden, können sie gemeinsam mit dem Nutzlast-Reichweite-Diagramm auch über der kompletten Einsatzreichweite dargestellt werden. So kann auch für Einsatzreichweiten deutlich außerhalb der Auslegungsreichweite ein Vergleich der Konfigurationen durchgeführt werden

und der Einfluss auf die Nutzlast-Reichweite-Leistung dargestellt werden (siehe BILD 14).

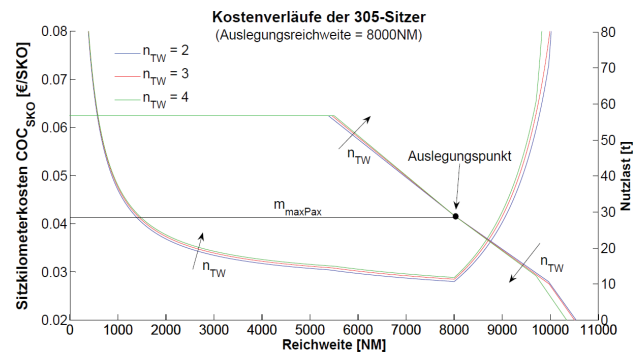


BILD 14. Verlauf der Sitzkilometerkosten der 305-Sitzer, ausgelegt auf 8000NM

Neben den auf den *cash operating cost* basierenden Sitzkilometerkosten lassen sich diese auch um bestimmte Einflussfaktoren erweitern (z. B. zusätzliche Unterflurfracht unterhalb der Auslegungsreichweite, Kapitalkosten). Mit dieser Betrachtungsweise ergeben sich in einzelnen Bereichen andere Verhältnisse, wobei zu beachten ist, dass die für die Veränderung verantwortlichen Kapitalkosten nur sehr vereinfacht über die Betriebsleermasse (OEM) abgeschätzt werden. Mit dieser Betrachtungsweise erreicht die vierstrahlige Variante des 467-Sitzers über weite Einsatzbereiche Kostenvorteile gegenüber den anderen beiden Varianten. Erst bei hohen Einsatzreichweiten kann die zweistrahlige Variante wieder die Vorteile eines verringerten Kraftstoffbedarfs ausnutzen und stellt für diesen Bereich die kostengünstigste Lösung dar.

5.2. Vergleich der Massenanteile

Da in der Luftfahrt aufgrund der möglichen Kostenersparnis eine geringe Flugzeugmasse angestrebt wird, kann die Betriebsleermasse (OEM) als eine Art Bewertungskriterium für die Qualität des Entwurfs herangezogen werden. BILD 15 zeigt die berechneten Betriebsleermassen aller Entwürfe im Vergleich über der Auslegungsreichweite.

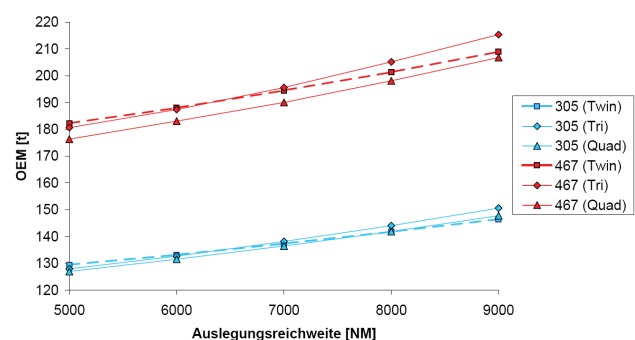


BILD 15. Entwicklung der Betriebsleermasse bei Veränderung der Triebwerkanzahl und Auslegungsreichweite

Es fällt auf, dass sich die Verhältnisse mit der Auslegungsreichweite deutlich ändern. Während der Zweistrahl für geringe Auslegungsreichweiten (5000NM)

noch den schwersten Entwurf darstellt, zeigt sich mit zunehmender Reichweite indirekt der geringere Kraftstoffbedarf, wodurch viele Bauteile leichter gestaltet werden können und ein leichter Entwurf resultiert. Um die Unterschiede der Massenanteile zu verdeutlichen, zeigt BILD 16 exemplarisch die Aufteilungen der Betriebsleermassen der auf 8000NM ausgelegten 305-Sitzer.

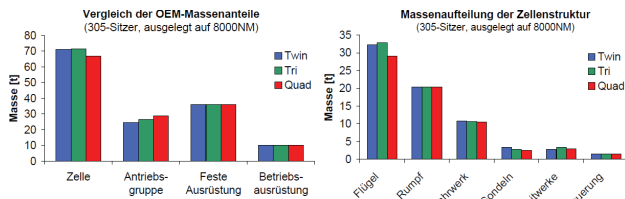


BILD 16. Flugzeugmassenanteile in Abhängigkeit der Triebwerkanzahl für auf 8000NM ausgelegte 305-Sitzer

Darin ist beispielsweise der in Kapitel 4.4.1 beschriebene Effekt erkennbar, der zu einem leichteren Flügel bei vier Triebwerken führt. Weiterhin ist ersichtlich, dass die Gesamtantriebsmasse mit der Triebwerkanzahl zunimmt.

Einen für diese Studie wichtigen Anteil macht der Kraftstoff aus. Bei der Berechnung wird neben dem Verbrauchskennwert im Reiseflug, auch der Gesamtkraftstoffbedarf einer Mission aufgezeichnet (BILD 17 und BILD 18).

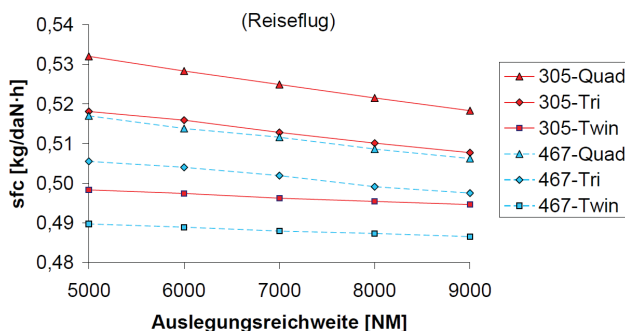


BILD 17. Schubspezifischer Kraftstoffverbrauch aller berechneten Entwürfe im Reiseflug

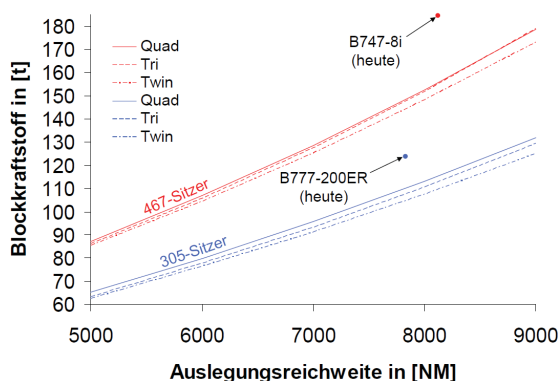


BILD 18. Gesamtkraftstoffbedarf bei jeweiliger Auslegungsreichweite

Vorteile bezüglich des Kraftstoffverbrauchs der großen Triebwerke eines Zweistrahlers zeigen sich nicht nur im

schubspezifischen Kraftstoffverbrauch (sfc), sondern auch im absoluten Kraftstoffbedarf für eine Mission (Blockkraftstoff). Somit erzielen Zweistrahler bessere Werte als Drei- und Vierstrahler, was sich bezüglich des Blockkraftstoffs bei großen Auslegungsreichweiten verstärkt.

5.3. Vergleich der Schubwerte

Für jede Kombination aus Triebwerkanzahl und Auslegungsreichweite resultieren unterschiedliche Schubwerte zur Dimensionierung der Triebwerke, wobei sich die zwei formulierten Startforderungen (vgl. Kapitel 4.2) unterschiedlich auswirken. BILD 19 zeigt am Beispiel des 305-Sitzers, dass für den Zweistrahler die Startforderung (2) mit Start in Mexico City dimensionierend ist, während der Schub der übrigen Triebwerkkonfigurationen bezüglich der allgemein formulierten Startforderung (1) dimensioniert wird.

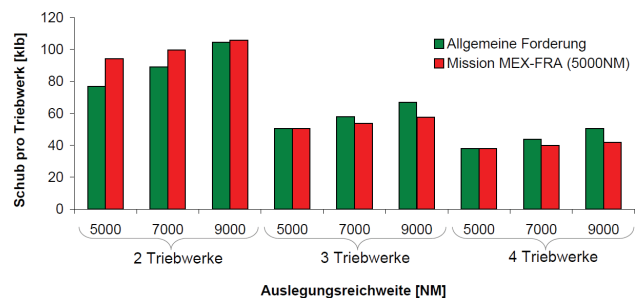


BILD 19. Schubanforderung für verschiedene Auslegungsreichweiten und Triebwerkanzahlen der 305-Sitzer

Wird diese Betrachtung für den 467-Sitzer durchgeführt, ergeben sich ähnliche Verhältnisse. Die höchste Schubanforderung ergibt sich für den zweistrahligen 467-Sitzer bei einer Auslegungsreichweite von 9000NM. Dabei liegt der erforderliche Schub mit knapp 30% deutlich über dem Schub des heute schubstärksten zivilen Mantelstromtriebwerks. Diese Variante wäre also nur mit Entwicklung deutlich schubstärkerer Triebwerke und/oder Kompromissen bezüglich der Startleistung realisierbar.

6. ZUSAMMENFASSUNG

Die Studie zeigt, dass auch mit neuen Triebwerkstechnologien (*geared turbofan* mit sehr hohen Nebenstromverhältnissen) die zweistrahligen Konfigurationen mit schubstarken Triebwerken in nahezu allen Einsatzreichweiten kostengünstiger betrieben werden können als drei- und vierstrahlige Varianten. Die Hauptursache für den Kostenvorteil der Zweistrahler liegt im geringeren Kraftstoffverbrauch aufgrund besserer Wirkungsgrade bei großen Triebwerken. Dieser Vorteil hat insbesondere bei extremen Langstrecken einen großen Einfluss, sodass für Auslegungsreichweiten über 8000NM ein leichter Entwurf (OEM) resultiert.

Werden weitere Kostenfaktoren wie Kapitalkosten berücksichtigt, ist bei geringen Auslegungsreichweiten zu beobachten, dass vierstrahlige Konfigurationen kostengünstiger betrieben werden können als zwei- und dreistrahlige Konfigurationen. Um dies zu bestätigen, bedarf es allerdings einer deutlich präziseren Abschätzung der Kapitalkosten.

Weiterhin belegt die Studie, dass ein optimiertes Nebenstromverhältnisses den schubspezifischen Kraftstoffverbrauch deutlich reduziert (ca. 12,5 % gegenüber heutigen vergleichbaren Triebwerken).

Die größte Herausforderung besteht in der Integration der deutlich größeren Triebwerke in den Entwurf (insbesondere für große Flugzeuge mit sehr schubstarken Triebwerken). Auch der erforderliche Maximalschub der Triebwerke fällt aufgrund der formulierten Startforderungen und den hohen Nebenstromverhältnissen deutlich höher aus als bei aktuellen Flugzeugprojekten.

Der hohe Schub wirkt außerdem dem bisher operationellen Nachteil von zweistrahligen Varianten entgegen, welcher dazu führt, dass diese nur bedingt über hohen Gebirgen operieren können (z. B. L888-Route über dem Himalaya). Durch den hohen Schub eines Triebwerks kann auch nach einem Triebwerkausfall und anschließendem Notabstieg der erforderliche Sicherheitsabstand zum hier betrachteten Gebirge eingehalten werden.

Durch seitens der FAA erneuerte ETOPS - Vorschriften gelten ab der 180-Minuten Grenze auch für drei- und vierstrahlige Konfigurationen operationelle Restriktionen und Sonderzulassungen, womit der operationelle Vorteil gegenüber den Zweistrahler in diesen Einsatzbereichen reduziert wird.

Unter vereinfachten Annahmen bietet der Dreistrahler mit einer geringen Gesamtschubanforderung im Vergleich zum Zweistrahler und einer besseren Triebwerkeffizienz im Vergleich zum Vierstrahler einen aussichtsreichen Kompromiss. Nicht zu vernachlässigen sind dabei allerdings die Nachteile dieser Konfiguration, weshalb diese Variante für jüngere Flugzeugprojekte keine Berücksichtigung mehr fand (z. B. erschwerte Wartbarkeit und Integration des Hecktriebwerks, Steuerbarkeit).

Eine zusätzliche Familienbetrachtung zeigt außerdem, dass eine zweistrahlige Familie am kostengünstigsten betrieben werden kann, wobei der 467-Sitzer einen extrem hohen Schub pro Triebwerk erfordert.

Für die drei- und vierstrahligen Flugzeugfamilien werden nahezu identische Kosten berechnet. Bei dieser Betrachtung wird innerhalb der Flugzeugfamilie ein konstanter Flügel und eine konstante Triebwerkgeometrie (jedoch mit reduziertem Schubniveau, *fixed derate*) angenommen.

7. LITERATUR

- [1] Dresse, Louis, „Twin / Four-Engined Jets, a comparative study“, Institut du Transport Aerien, Erscheinungsjahr unbekannt
- [2] Lundblad, Anders & Grönstedt, Tomas, „Distributed Propulsion and Turbofan Scale Effects“, Volvo Aero Corporation, Chalmers University, 2005
- [3] Chan, Nicholas Y.S., „Scaling Considerations for Small Aircraft Engines“, Massachusetts Institute of Technology, Juni 2008
- [4] Herrmann, Steffen, „Untersuchung des Einflusses der Motorenzahl auf die Wirtschaftlichkeit eines Verkehrsflugzeugs unter Berücksichtigung eines optimalen Bypassverhältnisses“, Diplomarbeit TU Berlin, September 2010
- [5] Bräunling, Willy J.G., „Flugzeugtriebwerke“, 3. Auflage, Springer Verlag, 2009

- [6] Torenbeek, Egbert, „Synthesis of Subsonic Airplane Design“, Delft University Press, Kluwer Academic Publishers, 1996
- [7] Boeing Commercial Airplanes, „Configuration Specification“ der B777-Modelle (Rev. F, 2008)
- [8] Boeing Commercial Airplanes, „747-8 Intercontinental Configuration Specification“ (Rev. E, 2009)
- [9] o. V., Arbeitskreis Masseanalyse, „LHT Luftfahrttechnisches Handbuch Ausgabe 2008“, MA Band Masseanalyse, 2008
- [10] Technische Universität Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt, Fachgebiet Luftfahrzeugbau und Leichtbau, Präsentation „DOC-Assessment Method“, 2010