

KONZEPTSTUDIE ZU ZUKÜNTIGEN HOCHBYPASS-TRIEBWERKEN MIT GEGENLÄUFIGEM FAN

T. Otten, H. Hemmer, M. Plohr, A. Döpelheuer
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Institut für Antriebstechnik
Linder Höhe, 51147 Köln

R. Schaber, K.-P. Rüd
MTU Aero Engines GmbH
Dachauer Straße 665, D-80995 München

1. ÜBERSICHT

Das Technologieprojekt CLAIRE der Firma MTU dient als Leitfaden der vorliegenden Arbeit. Die im Rahmen dieses Programms betrachteten Konzepte fokussieren sich auf Getriebefans in mehreren Ausbaustufen. CLAIRE gibt damit eine Perspektive bzw. nationale Sichtweise für die Entwicklung der Umweltfreundlichkeit von Luftfahrtantrieben bis ins Jahr 2030 und darüber hinaus. Ausgehend von derzeit bekannten Getriebefankonzepten (CLAIRE1) erfolgt in CLAIRE2 eine Maximierung des Propulsionswirkungsgrades über ein optimiertes Fan-Konzept, wobei zunächst der gegenläufige Fan im Vordergrund steht. In der dritten Ausbaustufe (CLAIRE3, nicht Gegenstand dieses Papers) wird dieses Triebwerkskonzept mit rekupe- rativen Elementen auch bezüglich des thermischen Wirkungsgrades maximiert.

Die Auslegung neuer Triebwerkskonzepte ist ein sehr vielschichtiger Prozess und ist, je nach vorgesehenem Einsatzspektrum, vielen - teilweise gegensätzlichen - Auslegungszielen unterworfen. Im Bereich ziviler Anwendungen sind neben einem möglichst minimalen Brennstoffverbrauch Randbedingungen wie zum Beispiel Zulassungsbedingungen und geometrische Beschränkungen bindend. Teilweise ergeben sich die Beschränkungen auch erst aus dem zu untersuchenden Triebwerkskonzept bzw. aus den spezifischen Anforderungen an das Triebwerk.

Neben einer detaillierten Beschreibung der Vor- und Nachteile eines Triebwerks mit gegenläufigem Fan und der Einordnung dieses Triebwerkskonzeptes in den Kontext des MTU-Technologieprogramms CLAIRE2, soll in dieser Studie der Aufbau einer Prozesskette zur thermodynamischen Vorauslegung eines solchen Konzeptes aufgezeigt werden. Die kritischen Betriebspunkte für derartige Anwendungen werden herausgearbeitet. Es wird eine Auslegungsroutine beschrieben, die eine Optimierung dieser Konzepte im Rahmen der vorgegebenen Begrenzungen erlaubt. Die erstellte Prozesskette wird auf gegenläufige Triebwerke mit hohem Bypass-Verhältnis angewendet. Die resultierenden Triebwerksentwürfe werden anhand von Parameterstudien näher analysiert und die limitierenden Faktoren genauer erläutert. Es wird der Einfluss von unterschiedlichen triebwerksinternen Parametern (z.B. Fandruckverhältnis, BPR etc.) sowohl auf den Brennstoffverbrauch des nicht installierten Triebwerkes, aber auch auf vollständige Missionsverbräuche unter nä-

herungsweiser Berücksichtigung von Gewichts- und Widerstandsänderungen des Triebwerks aufgezeigt. Weiterhin wird der Einfluss von Betriebsanforderungen (schneller/langsamer fliegen, höhere/geringere Steigleistung) auf die Triebwerksauslegung dargestellt.

Die Auslegung der Konzepte erfolgt mit dem DLR-eigenen thermodynamischen Leistungssynthese-Tool VarCycle, das für diese Untersuchungen mit einfachen Korrelationsverfahren zur Ermittlung des Triebwerksgewichtes und Triebwerkswiderstandes gekoppelt ist. Weiterhin wird ein Triebwerksdimensionierungsverfahren genutzt, das in Abhängigkeit von der Charakteristik eines Referenzflugzeuges Schubvorgaben für kritische Betriebszustände zur Dimensionierung der Triebwerke erzeugt. Zur weiteren Untersuchung der Triebwerkskonzepte werden Missionsrechnungen mit dem DLR-Flugleistungsmodul VarMission durchgeführt. Die Optimierungen der Triebwerkskonzepte werden über das Softwareframework ModelCenter durchgeführt, welches alle Verfahren zu einer Prozesskette verknüpft.

2. ABKÜRZUNGEN

ACARE	Advisory Council for Aeronautics Research in Europe
BPR	Nebenstromverhältnis / Bypass Ratio
CLAIRE	Clean Air Engine
EIS	Entry into service
GTF	Geared Turbofan
ISA	International Standard Atmosphere
Ma	Machzahl
OPR	Gesamtdruckverhältnis/Overall Pressure Ratio
SFC	Specific Fuel Consumption
SLS	Sea Level Static
TET	Turbine Entry Temperature
TOC	Top of Climb

3. EINLEITUNG

Der Triebwerkbau hat in den vergangenen 50 Jahren seit der Erfindung des Strahltriebwerks einen Entwicklungsprozess durchlaufen, der durch kontinuierliche Weiterentwicklung von Triebwerkskonzepten, Bauweisen und Technologien maßgeblich zum Erfolg der zivilen Luftfahrt beigetragen hat.

Bilanziert man den bisherigen Entwicklungsprozess, so sind, ausgehend vom Einweller-Turbojet der 50er Jahre bis zu den heutigen Bypass-Triebwerken mit Nebenstrom-

verhältnissen um 8 und Gesamtdruckverhältnissen um 40 (z.B. PW4090, GE90, GP7000), Brennstoffverbrauchseinsparungen von 40-50% erzielt worden (**Abb. 1**) [1],[2].

Fügt man für den gleichen Zeitraum die Fortschritte bei der Flugzeugentwicklung hinzu, so steigt die erzielte Verbrauchsreduzierung auf mehr als 60% an.

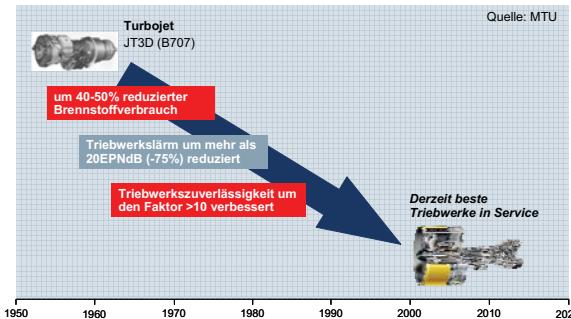


Abb. 1: Bisherige Entwicklung im Triebwerksbau

In ähnlicher Weise wurden im gleichen Zeitraum bedeutende Fortschritte bei Lärm und Emissionen erzielt. So konnte beispielsweise der Lärmpegel der Triebwerke während des Startvorgangs um bis zu 20 dB gesenkt werden. Bei den Emissionen sind der Ausstoß unverbrannter Kohlenwasserstoffe und die Erzeugung von Kohlenmonoxid nahezu verschwunden, die Rußentwicklung konnte drastisch reduziert werden. Gleichzeitig wurde in den letzten Jahren auch die Produktion von NO_x signifikant reduziert. Die CO₂-Ausstöße wurden proportional zu den Einsparungen im Brennstoffverbrauch gesenkt.

Hinzu kommt, dass mit diesen Fortschritten, trotz steigender thermischer und mechanischer Belastung der Komponenten, die Triebwerke auch in hohem Maße an technologischer Reife und Zuverlässigkeit gewonnen haben.

Die zukünftigen Anforderungen werden zunehmend durch umweltbezogene Zwänge bestimmt. Globale Erwärmung und Lärmbelastungen in Ballungszentren um die Flughäfen bestimmen die maßgeblichen Auslegungskriterien für zukünftige Antriebe. Ziel ist es, trotz Steigerung des Luftverkehrsaufkommens um bis zu 4% pro Jahr langfristig den absoluten Ausstoß an CO₂ nicht weiter ansteigen zu lassen. Wirtschaftlichkeitsaspekte wie Betriebskosten und Zuverlässigkeit dürfen dabei nicht vernachlässigt werden. Es ist nicht davon auszugehen, dass der Markt für zukünftige Produkte mit steigenden Fähigkeiten höhere Preise akzeptiert.

In ACARE 2020 wurden die Auslegungsziele für zukünftige Fluggeräte und Antriebe formuliert. Die ACARE Ziele fordern vom Triebwerk mit EIS 2020 eine weitere Reduzierung des Brennstoffverbrauchs um 20%, eine NO_x-Reduzierung um 80% und eine Lärmreduzierung um 50% (**Abb. 2**) bei gleichzeitig spürbarer Senkung der Betriebskosten und Anhebung der Zuverlässigkeit (im Vergleich zu EIS 2000). Um den Markt auch wirtschaftlich erfolgreich durchdringen zu können, bedeutet dies eine Absenkung der Betriebskosten um mindestens 15% bis 20%.

Der Prozess der Steigerung des Vortriebswirkungsgrades durch Vergrößerung des Nebenstromverhältnisses sowie die Verbesserung des thermischen Wirkungsgrades durch

Erhöhung des Gesamtdruckverhältnisses wird auch zukünftig die Triebwerkentwicklung bestimmen.

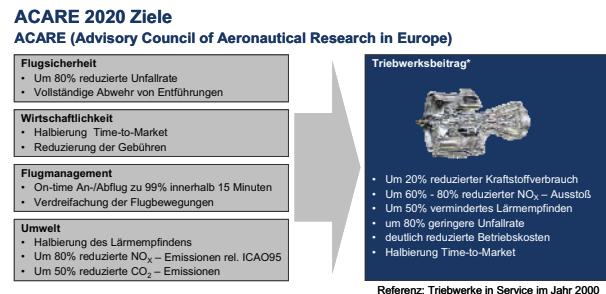


Abb. 2: ACARE Richtlinien für die Weiterentwicklung von Triebwerken

Um mit heutigen Triebwerkskonzepten höhere Nebenstromverhältnisse (über 10) in Kombination mit sehr niedrigen Fandruckverhältnissen zu realisieren, müssen eine Reihe ungünstiger Effekte beachtet werden. Derartige Fans weisen sehr geringen Drehzahlen auf, was beim Niederdrucksystem im Hinblick auf akzeptable Komponentenwirkungsgrade eine starke Zunahme der Stufenzahl für Niederdruckverdichter und Niederdruckturbine nach sich zieht. Außerdem führt das geringe Drehzahlniveau zu sehr hohen Drehmomenten und damit zu großen Wellendurchmessern im Niederdrucksystem. Für das Kerntriebwerk bedeutet dies große Scheibenbohrungen, weit außen liegende Ringräume mit hohen Nabenvorhängen bzw. kleinen Schaufelhöhen. Letzteres führt zu erhöhtem Gewicht und Einbußen bei den Komponentenwirkungsgraden.

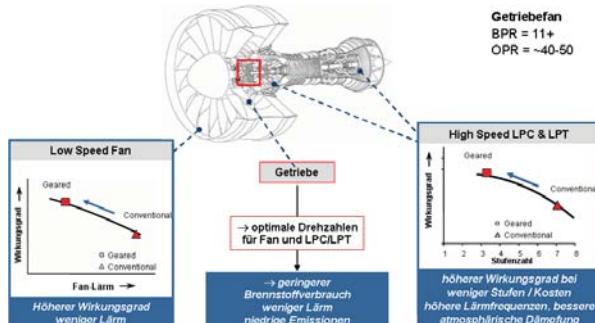


Abb. 3: Das Getriebefan-Konzept

Ein vielversprechendes Konzept zur Lösung dieser Schwierigkeiten ist die Triebwerkskonfiguration mit einem Getriebe zwischen Fan und Niederdrucksystem (**Abb. 3**). Das Fan-Getriebe ermöglicht eine separate und optimale Anpassung der Drehzahlen im Niederdrucksystem. Für Niederdruckverdichter und Niederdruckturbine können dadurch gegenüber konventionellen Turbofans deutlich höhere Drehzahlen festgelegt werden, so dass sich deutlich höhere Stufenarbeiten und damit eine Verringerung der Stufenzahlen realisieren lassen. Niederdrucksystem und auch Kerntriebwerk können kompakter gebaut werden, mit spürbaren Einsparungen an Kosten und Gewicht.

Der Getriebefan ist in umfangreichen Technologie- und Demonstratorprogrammen technologisch und auch im Flug erfolgreich erprobt worden. Er steht unmittelbar vor der Markteinführung, als Antrieb für den Regionalflieger MRJ und als Antrieb für die neuen C-Series der Firma Bombardier mit EIS in 2013 und 2014 [3].

Das Technologieprogramm CLAIRE der Firma MTU spiegelt die kontinuierliche Weiterentwicklung des Getriebefans hin zu neuen Anwendungen bis 2020 und darüber hinaus wider. Im Vordergrund steht die 2. Generation von Getriebefans für die Nachfolge der A320 und B737 Flugzeugfamilien. Für die längerfristigen Anwendungen jenseits 2020 für die 3. Generation des Getriebefans stehen noch keine unmittelbaren Flugzeugprogramme zur Disposition.

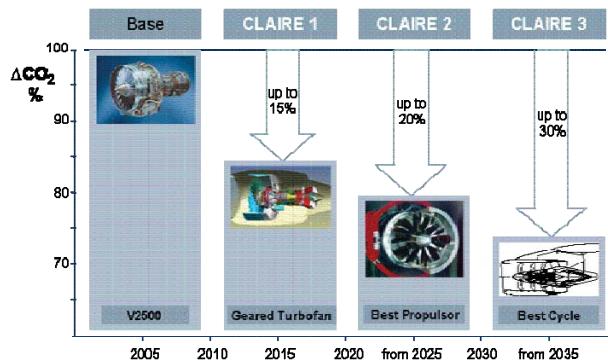


Abb. 4: Das Technologieprogramm CLAIRE

Das Technologieprogramm CLAIRE2 zielt in der nächsten Generation der Kurz- und Mittelstreckenflugzeuge (A320 Nachfolge) auf eine weitere Verbesserung des Brennstoffverbrauchs um 5% bis 8% gegenüber dem jetzigen GTF durch eine weitere revolutionäre Verbesserung des Propulsors kombiniert mit einer Optimierung des Basiskreisprozesses hin zu noch höheren Gesamtdruckverhältnissen und Turbineneintrittstemperaturen. Das Triebwerkskonzept sieht in diesem Zusammenhang als wesentliches Element auch die Einführung des gegenläufigen Fans für Nebenstromverhältnisse um 16-20 vor.

Die 3. Generation von CLAIRE betrachtet dann die Einführung neuer rekuperativer Kreisprozesse gekoppelt mit dem neuen Propulsor der 2. Generation. Auf diese Weise werden in den genannten Schritten Reduzierungen im Brennstoffverbrauch von bis zu 30% angestrebt (Abb. 4).

Das Technologieprojekt CLAIRE2 der Firma MTU dient als Leitfaden der folgenden Untersuchungen.

4. EIGENSCHAFTEN GEGENLÄUFIGER TRIEBWERKE

4.1. Überlegungen zur Leistung gegenläufiger Fans

Die Bestrebung, niedrigere Fandruckverhältnisse zugunsten besserer Vortriebswirkungsgrade zu realisieren, führt bei Fan-Konzepten zu größeren Durchmessern. Ein großer Fandurchmesser führt zu einer Gewichts- und Widerstandserhöhung der Triebwerksgondel sowie zu erhöhten Integrationsproblemen am Flugzeug. Eine Möglichkeit, die Zunahme des Fandurchmessers zu limitieren ist die Erhöhung der Massenstromdichte im Fan. Diese Erhöhung ist allerdings durch kritische Strömungszustände innerhalb der Fanebene begrenzt (Sperrgrenze). Dabei hilft eine Aufteilung des Fans in zwei Stufen, weniger Fanschaufeln pro Stufe einzusetzen und damit weniger Versperrung zu verursachen. Bei unverändertem Fandurchmesser kann so ein höherer Durchsatz ermöglicht werden.

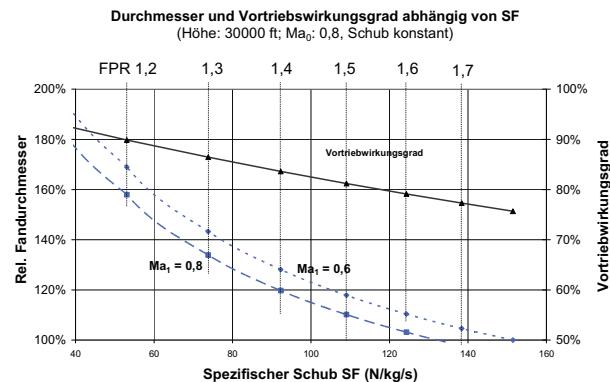


Abb. 5: Effekte bei einer Senkung des spezifischen Schubes bzw. bei einer Erhöhung des Vortriebswirkungsgrades bei Fan-Machzahl 0,6 und 0,8 [13]

Abb. 5 zeigt ausgehend von heutigen Triebwerken (Vortriebswirkungsgrad von ca. 75%, Faneintrittsmachzahl etwa 0,6) die zu erwartenden Effekte bei unterschiedlicher Faneintrittsmachzahl. Eine Erhöhung des Vortriebswirkungsgrades verursacht bei unveränderter Fan-Machzahl eine starke Erhöhung des Triebwerksdurchmessers. Durch eine Erhöhung der Fan-Eintrittsmachzahl auf Ma 0,8 verringert sich demgegenüber der Triebwerksdurchmesser um etwa 10%.

Die stark erhöhte Einströmmachzahl erlaubt kürzere Triebwerkseinlaufsdiffusoren, wobei eine Mindestlänge zur Korrektur von Fehlanströmungen erforderlich bleibt. Dies spart einerseits Gewicht und Widerstand, verringert andererseits jedoch zum Teil die Möglichkeit lärmreduzierender Dämpfung durch Liner. Da der Strahl hinter den beiden gegenläufigen Rotoren in der Regel weitgehend drallfrei ist, kann auf Statoren zur Strömungsumlenkung verzichtet werden.

4.2. Der Antrieb gegenläufiger Fanstufen

Der Antrieb gegenläufiger Fans lässt sich auf unterschiedliche Weise realisieren.

Eine erste Variante, beide Fans anzutreiben, besteht im Einsatz zweier getrennter Niederdruckturbinen, die hintereinander angeordnet jeweils eine Fanstufe antreiben. Das dann dreiwellige Triebwerk kann im Kerntriebwerksbereich ähnlich zu heute existierenden Dreiwellemotoren konstruiert werden. Die Niederdruckturbine entspricht ebenfalls weitestgehend bestehender Technologie. Unter Umständen kann auf einen Stator zwischen den beiden Niederdruckturbinen verzichtet werden. Diese Realisierung besitzt den Vorteil, dass durch existierende Dreiwellen-Triebwerke bereits ausgereifte Technologie zur Verfügung steht. Daher sind nur relativ wenige Bauteile vollständig neu zu entwickeln. Nachteilig bei diesem Konzept ist das zu erwartende hohe Einbauvolumen und Gewicht, da zwei langsam laufende Niederdruckturbinen und zwei Wellen benötigt werden.

Eine weitere Möglichkeit ist der Antrieb der Fanstufen über zwei Wellen mittels einer gegenläufigen Turbine. Es handelt sich hierbei um das aufwendigste Antriebskonzept, welches eine Neukonstruktion des Triebwerks in vielen Teilen beinhaltet. Bei gegenläufigen Turbinen kann auf Statoren innerhalb der Turbine verzichtet werden, was je

nach Auslegung einen großen Gewichts- und Größenvorteil darstellen kann. Es besteht die Notwendigkeit, die Schaufeln einer Niederdruckturbine außen zu halten und die gesamte Leistung hier abzugreifen. Dies bringt neben der Turbinenaerodynamik im Teillastbetrieb unterschiedliche Schwierigkeiten mit sich, die größeren Forschungsbedarf beinhalten.

Der gegenläufige Fan und die Niederdruckturbine können auch über ein Getriebe miteinander verbunden werden, wodurch die zweite Turbine eingespart werden kann. Das Getriebe ermöglicht es, die Drehzahl der Fanstufen und der Niederdruckturbine zu entkoppeln und damit getrennt voneinander festzulegen. Die Vorteile durch den Einsatz eines Getriebes wurden bereits in Kapitel 3 beschrieben. Die Nachteile dieses Konzepts konzentrieren sich auf das benötigte Getriebe. Es muss sehr große Leistungen übertragen und dabei absolut ausfallsicher und trotzdem leicht gebaut sein. Aufgrund der großen Leistungsumsetzung im Getriebe ist ein hoher Getriebewirkungsgrad unbedingt notwendig. Neben direkten Einflüssen auf den Brennstoffverbrauch erleichtert ein hoher Wirkungsgrad auch die Getriebekühlung. Dennoch wird eine aufwendige Kühlung des Getriebes notwendig sein, um die Verlustenergie abzuleiten.

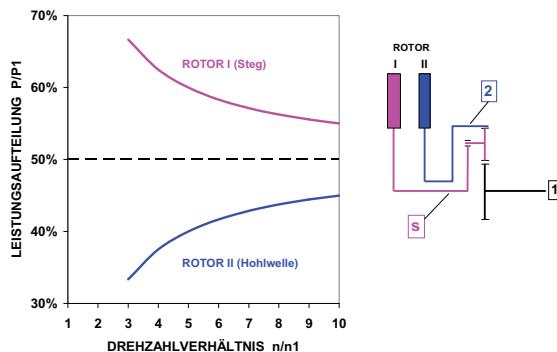


Abb. 6: Leistungsaufteilung an einem Planetengetriebe bei synchronisierter Drehzahl der Rotoren [10]

Als einen weiteren Aspekt für den Einsatz eines Planetendifferentialgetriebes - denn nur ein solches kommt als einfachste Lösung für einen gegenläufigen Abtrieb in zwei konzentrischen Wellen in Betracht - gilt es die Besonderheiten dieses Getriebes zu beachten. Sie liegen insbesondere darin, dass je nach Grundübersetzung bei gleich gewählter Abtriebsdrehzahl beider Rotoren nur unterschiedliche Leistungen übertragen werden können. Bei gleicher Leistungsaufteilung auf beide Rotoren werden hingegen unterschiedliche Drehzahlen erzwungen. Diese Eigenschaft hängt mit dem differentiellen Freiheitsgrad und dem zu erfüllenden Momentenhaushalt des Getriebes zusammen. **Abb. 6** zeigt schematisch ein solches Getriebe mit der zugehörigen Leistungsaufteilung bei gleicher Rotordrehzahl. Dieser Zusammenhang muss bei der aerodynamischen Auslegung der Fanstufen beachtet werden und entscheidet unter Umständen darüber, unter welchen Betriebsbedingungen Restdrall in der Abströmung des Fans akzeptiert werden muss.

5. ANNAHMEN UND METHODEN ZUR KREISPROZESS-PARAMETERSTUDIE

5.1. Vorstellung des Auslegungsverfahrens

5.1.1. Thermodynamische Triebwerksleistungsrechnung

Zur Triebwerksmodellierung kommt die aktuelle Version der DLR-Software VarCycle [5] zum Einsatz. Es handelt sich hierbei um ein Leistungssyntheseprogramm zur thermodynamischen Modellierung von Flugtriebwerken. VarCycle beruht auf der Mehrfachiteration über Druck- und Leistungsgleichgewichten für Design- und Offdesign-Betriebspunkte.

5.1.2. Softwareframework ModelCenter

ModelCenter bildet eine Umgebung für die Integration von vorhandener Software mit einer grafischen Benutzeroberfläche für den Aufbau und die Steuerung von Prozessketten. Durch Integration von VarCycle in die ModelCenter-Umgebung lassen sich Abläufe, wie sie für den Triebwerksvorentwurf nötig sind, automatisieren und mit Hilfe von integrierten Optimierungs-Algorithmen optimieren. Darüber hinaus ist es möglich, die thermodynamische Triebwerksleistungsrechnung mit verschiedenen Tools für den Triebwerksvorentwurf zu kombinieren. In der Prozesskette für die hier vorgestellte Studie wurde ein Tool zur Triebwerksdimensionierung eingebunden. Ebenfalls in die Prozesskette integriert sind Verfahren zur Ermittlung des Triebwerksdurchmessers und -gewichtes. Innerhalb von ModelCenter können vielfältige Optimierer ausgewählt und ineinander verschachtelt eingesetzt werden.

5.1.3. Missionsrechenverfahren

Die Flugleistungsrechnung wurde mittels der DLR-Software VarMission [14] durchgeführt. Diese ist in der Lage, beliebige An- und Abflugverfahren sowie vollständige Flugmissionen zu simulieren und die zugehörigen Treibstoffverbräuche zu ermitteln. Für die vorliegende Studie greift VarMission auf detaillierte Widerstandspolen zurück, welche für verschiedene Konfigurationen (Klappenstellungen) des Referenzflugzeugs von Airbus und DLR-Partnern bereitgestellt wurden. Annahmen zum Wind sowie Abweichungen von den Standardbedingungen können berücksichtigt werden. Das Rechenverfahren bedient sich folgender Vereinfachungen:

- Das Luftfahrzeug wird als Punktmasse betrachtet.
- Vereinfachte Modellierung von maximalem Startschnell und maximalem Dauerschnell über die Vorgabe von TET-Limits in unterschiedlichen Flugphasen

Die optimierten Triebwerksmodelle werden über eine Kopplung von VarCycle mit VarMission direkt berücksichtigt.

5.2. Verwendete Annahmen

5.2.1. Annahmen zum Technologieniveau

Zur Charakterisierung der Verdichtungs- und Expansionsvorgänge in Verdichter und Turbine werden polytrope Wirkungsgrade genutzt, die sich am heutigen Technologieniveau orientieren und mit Hilfe von [7] im Bereich des Kerntriebwerkes und der Niederdruckturbine sowie mit DLR-internen Wirkungsgradabschätzungen im Bereich des Niederdruckverdichters auf ein verbessertes Technologieniveau (EIS ca. 2015) skaliert wurden.

Zur Limitierung der Kreisprozesse wurden Obergrenzen für Gesamtdruckverhältnisse und Turbineneintrittstemperaturen gesetzt. Das Gesamtdruckverhältnis ist auf maximal 51 limitiert, um einerseits die maximal zulässigen Materialtemperaturen im Verdichteraustritt nicht zu überschreiten und andererseits hohe Spaltverluste, wie sie bei Triebwerken für Flugzeuge der Größenordnung A320/B737 im Bereich des Hochdruckverdichters bei hohen Druckverhältnissen durch den Größeneffekt auftreten, zu minimieren. Diese Höchstgrenze des Druckverhältnisses wird bei den in dieser Studie betrachteten Triebwerken unter Top-of-Climb-Bedingungen erreicht. Die Turbineneintrittstemperaturen wurden auf maximal 1900K unter Max-Takeoff- und auf 1750K unter Max-Climb-Bedingungen festgelegt. Diese Reduktion der Temperaturen wurde aufgrund der langen Betriebsdauer der Triebwerke im Steigflug bis zur Reiseflughöhe gewählt. Der Flugzustand Top of Climb ist bei den hier betrachteten Triebwerken unter anderem durch diese Temperaturgrenze limitiert. Der relative Kühlluftmassenstrom wurde aufgrund der hohen Temperaturen auf 25% gesetzt, wobei hiervon 70% auf den Stator und 30% auf den Rotor der Hochdruckturbine entfallen. Eine Kühlung der Niederdruckturbine wurde nicht berücksichtigt. Es wurde ein Booster-Druckverhältnis von 1,56 für alle untersuchten Triebwerke außer dem Referenztriebwerk angenommen.

5.2.2. Annahmen zur Widerstandsabschätzung

Zur Berechnung des Triebwerkswiderstandes ist die Kenntnis des Triebwerksdurchmessers von Nöten. Dazu wird in dieser Studie ein einfaches Verfahren verwendet, das auf der Ermittlung der Massenstromdichte im Fan beruht. Ausgehend von der Darstellung des Massenstromes als Funktion der durchströmten Fläche A , der Strömungsgeschwindigkeit v und der Luftdichte ρ lässt sich folgender Zusammenhang für den Massenstrom definieren:

$$\dot{m} = A \cdot v \cdot \rho$$

Durch Umformung und die Berücksichtigung der folgenden Zusammenhänge

$$v = Ma_{ax} \cdot \sqrt{\gamma RT} \quad \text{und} \quad \rho = \frac{p}{RT}$$

lässt sich eine Beziehung für die Massenstromdichte im Fan ableiten:

$$\frac{\dot{m}}{A} = Ma_{ax} \cdot \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \cdot \frac{p_0}{\sqrt{\frac{T}{T_0} T_0}} \cdot \frac{p_0}{\sqrt{\frac{T}{T_0} T_0}}$$

$$\text{wobei } \frac{p}{p_0} = f(Ma_{ax}) \text{ und } \frac{T}{T_0} = f(Ma_{ax})$$

Die Massenstromdichte ist somit abhängig von der axialen Machzahl Ma_{ax} , den Ruhegrößen Druck p_0 und Temperatur T_0 , der Gaskonstante R und dem Isentropenexponent γ . Aus der thermodynamischen Triebwerksleistungsrechnung ergeben sich Massenströme, so dass darüber zusammen mit der Information über das Nabenvorhältnis des Fans ein Rückschluss auf den Fandurchmesser möglich wird.

Mit Kenntnis des Triebwerksdurchmessers kann über ein vereinfachtes Modell der Triebwerkswiderstand ermittelt werden. Dazu wird ein auf den Fandurchmesser D_{Fan} bezogener Widerstandsbeiwert genutzt. Für ein typisches Kurz- und Mittelstreckentriebwerk wurde nach [15] folgender Wert für das Produkt aus Widerstandsbeiwert $C_{D,TW}$ und dem Quadrat des Fandurchmessers abgeleitet:

$$C_{D,TW} = 0,0169$$

Daraus lässt sich unter der Voraussetzung ähnlicher Gondelgeometrien eine Berechnungsvorschrift für den Widerstand W_{TW} eines beliebigen Triebwerkes ableiten:

$$W_{TW} = C_{D,TW} \cdot D_{Fan}^2 \cdot \frac{1}{2} \rho v^2$$

Dieses Abschätzungsverfahren lässt keine Berücksichtigung des durch die Installation verursachten Zusatzwiderstandes (Interferenzwiderstand) zu, auch Baulängeneffekte bleiben durch eine Annahme eines konstanten $C_{D,TW}$ unberücksichtigt.

5.2.3. Annahmen zur Gewichtsabschätzung

In der Literatur werden einige statistische Verfahren zur Gewichtsabschätzung von Triebwerken vorgeschlagen [11], [15]. Der Anwendungsbereich dieser Verfahren ist allerdings in der Regel eng begrenzt und lässt sich schwierig auf neue Triebwerkskonzepte mit hohen Bypassverhältnissen erweitern. Aus diesem Grund wurde ein einfaches, im DLR entwickeltes und unter bestimmten Annahmen auch auf Hochbypasskonfigurationen anwendbares statistisches Verfahren zur Triebwerksgewichtsermittlung verwendet. Das Verfahren nutzt die Korrelation zwischen maximalem Standschub und dem Gewicht eines Triebwerkes. Untersuchungen an bestehenden Triebwerken haben gezeigt, dass dieser Zusammenhang ausreichend genau als lineare Abhängigkeit modelliert werden kann. In Abb. 7 ist dieser Zusammenhang gezeigt. Das Gewicht eines Großteils realer Triebwerke lässt sich mit diesem Modell mit einer Genauigkeit von zehn Prozent wiedergeben.

Die Anwendung dieser Korrelation auf neue Konzepte ist ohne weitere Annahmen nicht möglich, da zur Kalibrierung des Verfahrens lediglich zivile, zwei- bis dreidelige Turbofantriebwerke genutzt wurden. Es ist auf Triebwerke mit Getriebe anwendbar, wenn vorausgesetzt wird, dass durch den Einsatz des Getriebes bei Turbine und Welle eine dem Getriebegewicht entsprechende Masse eingespart wird. Dieses Potenzial zur Gewichtseinsparung ergibt sich durch die Möglichkeit der Kompaktbauweise einer schnell laufenden Turbine und der Gewichtsreduzierung bei der Welle durch niedrigere Drehmomente (siehe Kapitel 3). Bei gegenläufigen Konfigurationen wird angenommen, dass der Fan nicht bedeutend schwerer ist als ein vergleichbarer herkömmlicher Fan, da die Gesamtzahl der Rotorblätter in beiden Fällen ähnlich ist und auch der Stator im Falle des gegenläufigen Fans entfallen kann, was wiederum zur Kompensation von Zusatzgewicht bei der aufwändigeren Konstruktion (Lagerung etc.) verhelfen kann. Die erwähnten Annahmen wurden bei der Anwendung der Gewichtsabschätzung in dieser Studie zugrunde gelegt. Bisher wurde keine Abschätzung von Gewichtseinflüssen unterschiedlicher Gondelbauformen (Short cowling, long cowling) angewendet.

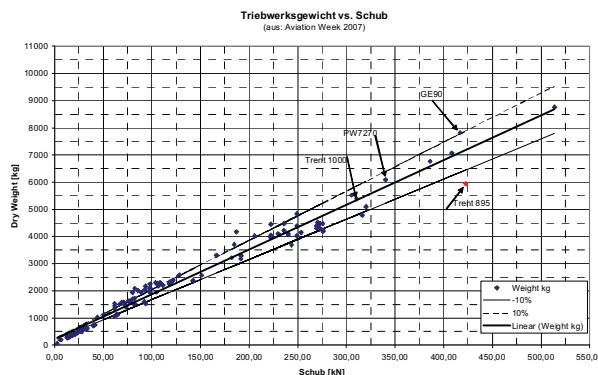


Abb. 7: Triebwerksgewicht über Standschub für existierende Triebwerke

5.3. Grundlegende thermodynamische Annahmen

Als Ausgangsbasis dieser Studie wurde ein Basistriebwerk mit einem Fandruckverhältnis von 1,3 (CLAIRE130) im Auslegungspunkt gewählt. Ausgehend davon wurden zwei weitere Triebwerke ausgelegt, die je eine Variante mit niedrigerem Fandruckverhältnis von 1,25 (CLAIRE125) und eine Variante des Basistriebwerkes mit höherem Fandruckverhältnis von 1,35 (CLAIRE135) darstellen. Um auf Erfahrungen im Design von gegenläufigen Fans innerhalb des DLR aufbauen zu können, wurde zusätzlich noch eine vierte Variante mit einem Fandruckverhältnis von 1,5 ausgelegt (CLAIRE150).

Die hier vorgestellten vier Triebwerke wurden allesamt an die Schubanforderungen des Referenzflugzeugs angepasst. Dazu wurde ein Tool zur Triebwerksdimensionierung genutzt, das die Ergebnisse der in den vorigen Abschnitten vorgestellten Modelle zur Widerstands- und Gewichtsermittlung verarbeitet. Durch dieses Verfahren lassen sich die in den verschiedenen Flugphasen benötigten Schübe bestimmen. Relevant sind hierbei die Zertifizierungspunkte der Startphase unter Annahme eines aus-

gefallenen Triebwerkes und die Flugzustände Top of Climb bzw. Reiseflug. Berücksichtigt wird die durch vereinfachte, generische Polaren hinterlegte Widerstandscharakteristik des Referenzflugzeugs Airbus A319 und der Zusatzwiderstand beim Triebwerksausfall durch Schleppwiderstand des ausgefallenen Triebwerkes und Trimmwiderstand nach [4].

Der Flugzustand Top of Climb (TOC) ist so definiert, dass das Flugzeug bei $H = 36000\text{ft}$, $\text{Ma} = 0,78$, $\text{ISA}+10\text{ K}$ mit einem Steiggradienten von 1,5% operieren kann. Der kritischste Fall in Bodennähe ist der Triebwerksausfall im zweiten Startsegment (2ndT/O) ($H = 400\text{ft}$, $\text{Ma} = 0,2$, $\text{ISA}+15\text{ K}$) bei dem ein Steiggradient von 2,4% verlangt wird.

Die einzelnen Triebwerke werden mittels eines Optimierungsverfahrens ausgelegt, um einen minimalen SFC im Reiseflug ($H = 35000\text{ft}$, $\text{Ma} = 0,78$) zu erreichen. Bei dieser Optimierung wurde eine Einflussnahme des Triebwerksgewichts auf den Treibstoffverbrauch vereinfacht berücksichtigt. Es wurde ein Gewichts-Malus auf den SFC berücksichtigt und der so korrigierte Reiseflug-SFC als Optimierungsziel gewählt.

Design-Variablen	Min.	Max.
TET@Cruise	1200K	1600K
BPR@Cruise	8	25
OPR@Cruise	35	45
massFlow@Cruise	Indirekt über Schubanforderung	

Tab. 1: Design-Variablen der Triebwerksoptimierung

Die Schubanforderungen für die kritischen Betriebspunkte Top of Climb und das zweite Startsegment werden abhängig von Triebwerksgewicht und -widerstand für jede Triebwerksvariante innerhalb der Prozesskette ermittelt. Als einschränkende Faktoren für die Optimierung wird gefordert, dass diese Betriebspunkte unter Einhaltung der folgenden Limits (siehe auch Abschnitt 5.2.1) vom Triebwerk erbracht werden können:

Auslegungs-Limits	Max.
OPR@TOC	51
OPR@2ndT/O	51
TET@TOC	1750K
TET@2ndT/O	1900K
Fandrückmesser	2,6m

Tab. 2: Vorgegebene Limits für die Triebwerksoptimierung

Von den vorgegebenen Limits treten bei den hier betrachteten Triebwerken nur die Temperatur- und Druckbegrenzungen bei Top of Climb auf und sind daher die maßgeblichen Faktoren bei der Triebwerksauslegung.

Zur Abschätzung des Potenzials gegenläufiger Fankonfigurationen wurden in dieser Studie einige vereinfachende Annahmen gemacht. Es wurden beide gegenläufigen Fanrotoren in dieser ersten Studie nicht getrennt sondern lediglich zusammen als Stufe betrachtet. Der Wirkungsgradabfall im Teillastbetrieb wurde ähnlich dem herkömmlichen Fans modelliert. Es wurde eine Konfiguration gewählt, bei der der Booster hinter der zweiten Fanstufe liegt.

6. ERGEBNISSE DER KREISPROZESS-PARAMETERSTUDIE

6.1. Vorstellung der ausgelegten Triebwerke

In den nachfolgenden Tabellen sind die wesentlichen Designparameter der in dieser Studie betrachteten Triebwerke unter den Betriebszuständen Reiseflug und Sea Level Static (SLS) aufgeführt.

Cruise	Claire 125	Claire 130	Claire 135	Claire 150
Fandruckverhältnis	1,25	1,30	1,35	1,50
Pol. Fanwirkungsgrad	0,961	0,959	0,953	0,927
OPR	40,8	41,1	41,3	41,7
Bypassverhältnis	17,6	15,0	13,1	9,3
TET [K]	1458	1466	1471	1481
Fanmassenstr. [kg/s]	372,7	320,8	284,3	218,0
SFC (uninst.) [g/kN/s]	13,0	13,2	13,4	14,1
Schub [kN]	23	23	23	23

Tab 3: Modellierte Triebwerke unter Designbedingungen (Reiseflug) (Ma 0,78, 35000ft, ISA)

Sea Level Static	Claire 125	Claire 130	Claire 135	Claire 150
Gesamtdruckverhältnis	48,7	48,5	48,4	48,0
Bypassverhältnis	13,8	12,3	11,1	8,4
T3 [K]	954,7	950,7	947,8	944,5
TET [K]	1900	1900	1900	1900
Fanmassenstrom [kg/s]	871,8	776,1	705,1	565,0
SFC (uninstalled) [g/kNs]	6,6	6,9	7,2	8,2
Schub [kN]	187,8	178,5	171,4	156,2

Tab 4: Modellierte Triebwerke unter SLS-Bedingungen (ISA)

Tab. 3 zeigt erwartungsgemäß im Vergleich den besten nichtinstallierten SFC beim CLAIRE 125-Triebwerk, da dieses aufgrund seines niedrigen Fandruckverhältnisses und dem damit verbundenen hohen Bypassverhältnis den besten Vortriebswirkungsgrad erzielt. Die Turbineneintrittstemperaturen fallen zu niedrigen Fandruckverhältnissen im Designpunkt (Reiseflug) leicht ab, um den unter Top of Climb Bedingungen geforderten Schub mit der auf 1750K limitierten Turbineneintrittstemperatur zu erreichen. Ein ähnlicher Effekt ist bei den Gesamtdruckverhältnissen zu beobachten. Diese fallen im Designpunkt ebenfalls leicht mit sinkendem Fandruckverhältnis ab, um im Top of Climb Betrieb das oben erläuterte Limit von 51 einzuhalten.

	Claire 125	Claire 130	Claire 135	Claire 150
Triebwerksgewicht	3350kg	3200kg	3080kg	2840kg
bez. auf. Claire130	105%	100%	96%	89%
Fandurchmesser	2,42m	2,24m	2,11m	1,85m
Fandurchmesser	95,3in	88,2in	83,1in	72,8in
bez. auf. Claire130	108%	100%	94%	83%

Tab. 5: Gewichte und Durchmesser der Modelltriebwerke

In **Tab. 5** sind die Ergebnisse der Triebwerksdimensionierung hinsichtlich Gewicht und Größe wiedergegeben. Hierbei ist zu beachten, dass sich das absolute Triebwerksgewicht mit den hier zugrundeliegenden Abschätzungsverfahren nur grob ermitteln lässt, da es mit dem Startschub korreliert wird und dieser stark von den gewählten Temperaturen unter SLS-Bedingungen beeinflusst wird. Eine Relation zwischen den Triebwerksgewichten lässt sich mit diesem Verfahren hinreichend genau ermitteln.

Zur Überprüfung der Optimierungsergebnisse wurden verschiedene Parameterstudien durchgeführt. In **Abb. 8** ist beispielhaft hierfür eine Variation der TET und des BPR im Cruise (Design-Fall) sowie der jeweilige Einfluss auf den SFC des CLAIRE130-Triebwerks dargestellt. Darunter ist der sich ergebende Verlauf der TET im Betriebspunkt Top of Climb dargestellt, die zum Erreichen der dortigen Schubanforderung benötigt wird. Eine Erhöhung der Auslegungs-TET im Reiseflug würde eine Senkung des SFC ermöglichen, führt aber zu deutlich erhöhten Temperaturen im Top of Climb und ist daher nicht realisierbar.

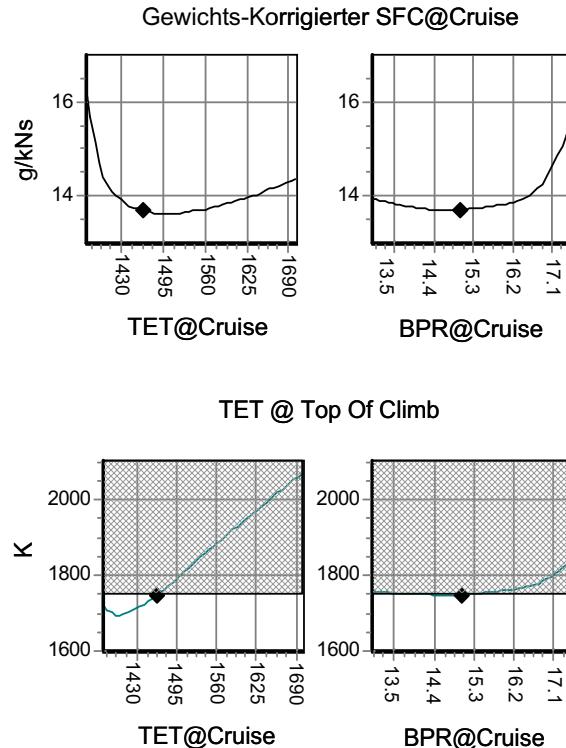


Abb. 8: Begrenzender Einfluss der Auslegungsparameter auf die Betriebsgrenze im Top of Climb

Demnach können die beschriebenen Triebwerksentwürfe unter den genannten Randbedingungen als Optima angesehen werden. Einschränkend muss an dieser Stelle angemerkt werden, dass die Einflüsse von erhöhtem Triebwerksgewicht auf die Gesamtleistung des Flugzeuges lediglich durch einen pauschalen Tradefaktor zur abhängigen Erhöhung der spezifischen Kraftstoffverbräuche innerhalb der Optimierungskette berücksichtigt wurde. Ein Tradefaktor für Widerstandszunahmen wurde in dieser Betrachtung noch nicht in die Optimierung aufgenommen. Um alle diese Effekte in ihrem Zusammenhang realitätsnah gewichten zu können, sind Missionsstudien anhand einer repräsentativen Mission nötig. Die Ergebnisse aus dieser Missionsstudie sind im nächsten Abschnitt dokumentiert.

6.2. Vergleich der Konzepte auf Missionsbasis

6.2.1. Referenzmission

Als Referenzmission wurde eine 500NM-Mission gewählt, da sie als repräsentativ für den Einsatz der Nachfolgemo-

deren von heutigen Single-Aisle-Verkehrsflugzeugen (A320/B737) angesehen werden kann. Für die Missionsanalyse wurde ein Flugzeugmodell gewählt, das dem A319 nachempfunden wurde. Die wichtigsten Parameter zur betrachteten Mission sind in der folgenden Tabelle zusammengefasst.

Missionslänge	500NM
Reiseflug-Machzahl	0,78
Reiseflughöhe	33000ft
Nutzlast	12t
Umwegfaktor	5%
Taxi-Out	11 Minuten
Taxi-In	5 Minuten
Reservekraftstoff für Flug zum Alternate über 200NM Entfernung auf FL250, 30min Holding in 1500ft Höhe, 5% Contingency	

Tab. 6: Basisdaten zur Referenzmission

Die hierbei zusätzlich zu den Basisdaten gemachten Annahmen zu Nutzlast, Umwegfaktor, Taxizeiten und Reservekraftstoffmengen spiegeln realitätsnahe Werte für derartige Missionen wider. Alle beschriebenen Triebwerkskonzepte wurden in Kombination mit dem Referenzflugzeugmodell auf dieser Mission untersucht. Dieser Vergleich bietet die Möglichkeit, Gewichts- und Größeneinflüsse auf den Kraftstoffverbrauch aufzudecken. Außerdem werden operative Aspekte in Form von Potenzialen und Einschränkungen deutlich. Zur besseren Vergleichbarkeit mit heutiger Technologie wurde in dieser Missionsstudie zusätzlich zu den gegenläufigen Triebwerksentwürfen ein herkömmliches Triebwerkssmodell (ähnlich dem CFM56) als Referenztriebwerk untersucht.

6.2.2. Ergebnisse der Missionsrechnung

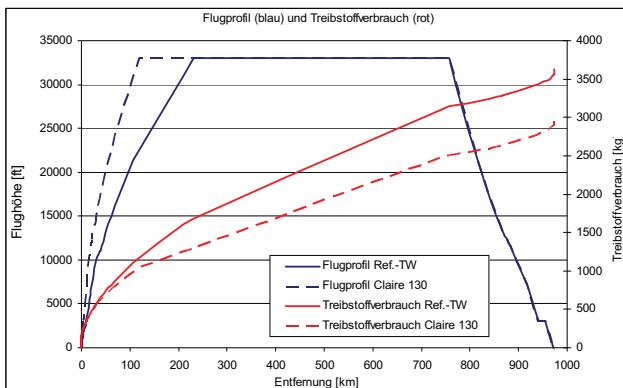


Abb. 9: Vergleich der Flugprofile und des Treibstoffverbrauchs (Ref.-TW und CLAIRE130-TW)

Der Vergleich der Flugprofile des Flugzeugs mit Referenztriebwerken und mit CLAIRE130-Triebwerken (Abb. 9) zeigt, dass die mit gegenläufigen Triebwerken ausgestattete Variante die Möglichkeit eines steileren Steigfluges besitzt und somit deutlich früher die Reiseflughöhe erreichen kann. Als Grund dafür ist einerseits die Tatsache zu sehen, dass im Fall der CLAIRE130-Triebwerke eine leicht erhöhte Schubanforderung am Ende des Steigfluges (Top of Climb) angenommen wurde. Andererseits müssen Triebwerke mit niedrigem Fandruckverhältnis durch den

höheren Schubabfall mit zunehmender Fluggeschwindigkeit und -höhe generell schubstärker dimensioniert werden (bezogen auf SLS-Bedingungen), um in Reiseflughöhe den geforderten Steigflugschub zu liefern. Sowohl die Steigzeit als auch die zurückgelegte Strecke kann im Fall des CLAIRE130-Triebwerkes etwa halbiert werden. Hierdurch ergeben sich unter Anderem auch weitere Möglichkeiten zu lärmarmen An- und Abflugverfahren [8].

In Abb. 10 sind die relativen und absoluten Missionsverbräuche für die untersuchten Flugzeug-Triebwerks-Kombinationen gezeigt. Es wir deutlich, dass das CLAIRE130-Triebwerk im Vergleich zu den Varianten mit leicht verändertem Fandruckverhältnis ein Optimum für die hier untersuchte Mission repräsentiert.

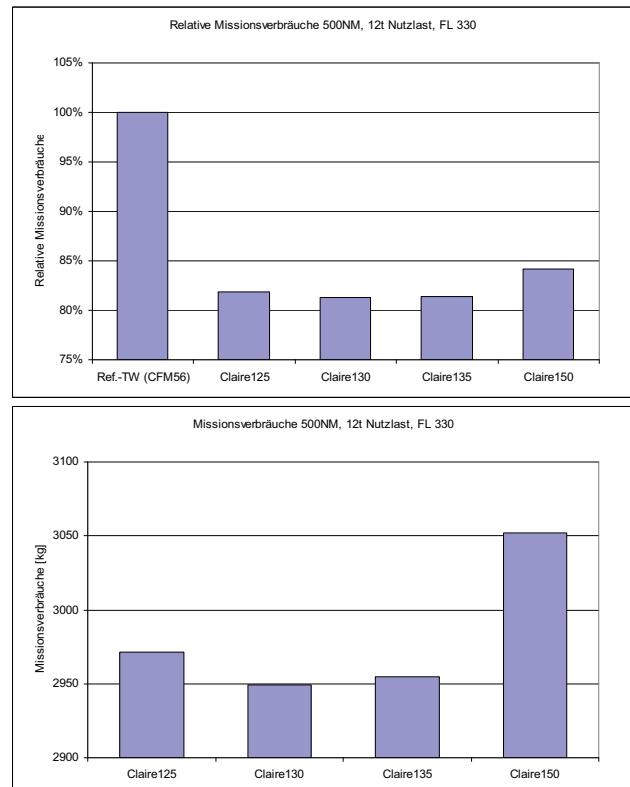


Abb. 10: Relative und absolute Missionsverbräuche (Ma 0,78)

Die Varianten mit höherem Fandruckverhältnis (CLaire135 und CLaire150) zeigen auf der Mission höhere Verbräuche aufgrund des erhöhten spezifischen Kraftstoffverbrauches, die Variante mit niedrigerem Fandruckverhältnis (CLaire125) kann trotz des besseren spezifischen Kraftstoffverbrauches in sämtlichen betrachteten Flugphasen aufgrund von Gewichts- und Widerstandsanteilen nicht die geringen Missionsverbräuche des CLaire130-Triebwerkes erreichen. Es bleibt allerdings anzumerken, dass es sich um ein sehr flaches Minimum im Bereich um ein Fandruckverhältnis von ca. 1,3 handelt. Die Missionsverbräuche des CLaire125- und des CLaire135-Triebwerkes weichen in der Größenordnung von einem Prozent von denen beim CLaire130-Triebwerk ab. Lediglich das hier aus Gründen besserer Vergleichbarkeit mit bekannten gegenläufigen Fankonfigurationen in diese Studie aufgenommene Triebwerk CLaire150 liegt im Treibstoffverbrauch um drei Prozent über dem CLaire130. Verglichen mit dem Referenztrieb-

werk herkömmlicher Technologie (CFM56) erscheint eine Verbrauchsersparnis auf Missionsbasis in der Größenordnung 16% bis 19% realisierbar.

6.2.3. Einfluss der Reisegeschwindigkeit

Im vorigen Kapitel wurde deutlich, dass die hohen Schubanforderungen unter Top of Climb Flugbedingungen besonders bei Triebwerken niedriger Fandruckverhältnisse zu sehr großen Maschinen führen. In diesem Zusammenhang verspricht die Herabsetzung der maximalen Machzahl im Steigflug eine Verbesserung dieser Situation und damit Triebwerke mit deutlich verbesserten Missionsverbräuchen. Zur Untersuchung des Einflusses der Steigflug- und Reisefluggeschwindigkeit wurden zwei Varianten des Triebwerkes mit Fandruckverhältnis 1,3 (CLAIRe130) für eine geringere maximale Steigflugmachzahl von 0,70 (im Vergleich zu 0,78) (CLAIRe130C07) und in einer zweiten Variante für eine geringere Steigflug- und Reisefluggeschwindzahl von 0,70 (im Vergleich zu 0,78) (CLAIRe130CC07) optimiert und untersucht (Tab. 7).

	Claire 130	Claire 130C07	Claire 130CC07
Reisefluggeschwindigkeit	0,78	0,78	0,70
Steigfluggeschwindigkeit	0,78	0,70	0,70

Tab. 7: Reiseflug und Steigfluganforderungen

Nach Abb. 11 führt eine Absenkung der maximalen Steigfluggeschwindigkeit zu einer Reduzierung des spezifischen Kraftstoffverbrauches gegenüber der CLAIRe130-Konfiguration (-2% SFC bzw. -3% gewichtskorrigierter SFC). Wird ein Triebwerk darüber hinaus auch noch für eine geringere Reisefluggeschwindigkeit optimiert, ergibt sich weiteres Potential zur SFC-Senkung (-6% SFC bzw. -7% gewichtskorrigierter SFC). Das Triebwerksgewicht lässt sich erwartungsgemäß durch die Forderung moderater maximaler Steigflugleistungen bzw. Reisefluggeschwindigkeiten reduzieren (6% bis 7% im Vergleich zum CLAIRe130-Triebwerk).

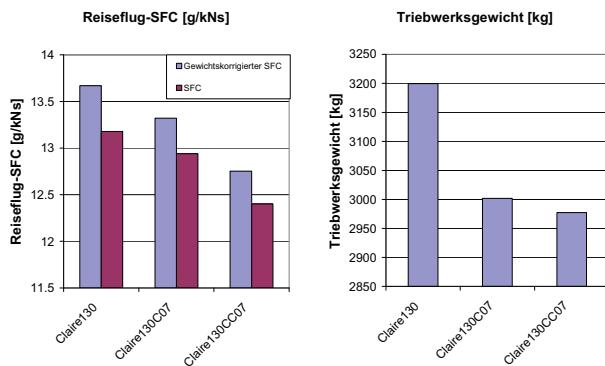


Abb. 11: SFC und Triebwerksgewicht bei Auslegung für unterschiedliche Steig- und Flugmachzahlen

Der Triebwerksdurchmesser ist beim CLAIRe130C07-Triebwerk maximal (Abb. 12). Der Fanmassenstrom ändert sich gegenüber dem CLAIRe130-Triebwerk nur leicht wohingegen das Bypassverhältnis im Fall des CLAIRe130C07 im Reiseflug um 16% gesteigert wurde und dementsprechend ein kleineres Kerntriebwerk ermittelt wurde. Das CLAIRe130CC07-Triebwerk konnte in vielen Parametern ähnlich dem CLAIRe130 ausgelegt

werden, wobei hierbei die geringeren Geschwindigkeiten und damit verbunden die geringeren Schubanforderungen zu einem deutlich kleineren Triebwerk führen.

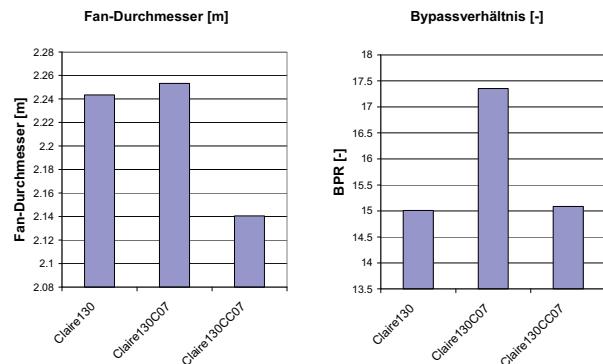


Abb. 12: Fandurchmesser und Bypassverhältnis bei Auslegung für unterschiedliche Steig- und Flugmachzahlen

In Abb. 13 sind die Ergebnisse der Missionsanalysen mit den an geänderte Missionsanforderungen angepassten Triebwerken gezeigt. Im Vergleich zum CLAIRe130-Triebwerk können durch das CLAIRe130C07 und das CLAIRe130CC07 die Missionsverbräuche in der Größenordnung 6% bis 7% gesenkt werden. Es zeigt sich, dass die Flugzeug-Triebwerks-Kombination CLAIRe130C07 (optimiert für Steigfluggeschwindigkeit 0,70 und Reisefluggeschwindigkeit 0,78) das größte Potential zur Reduktion des Missionsverbrauches hat. Dieses Ergebnis ist damit zu begründen, dass das CLAIRe130CC07 im Steigflug schlechtere SFC-Werte aufweist und dadurch bei der hier betrachteten kurzen Mission der Vorteil des besseren Reiseflug-SFC nicht zur Kompensation dieses Nachteils ausreicht.

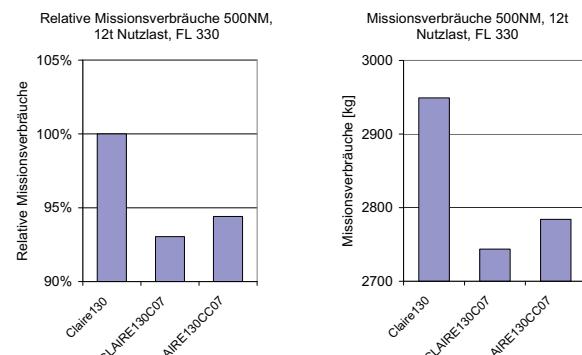


Abb. 13: Relative und absolute Missionsverbräuche

7. ZUSAMMENFASSUNG

Im Rahmen des Technologieprojektes CLAIRe der Firma MTU wurde eine erste Potenzialabschätzung von Hochbypasstriebwerken mit gegenläufigen Fans angefertigt. Dazu wurden Auslegungsmethodiken des DLR Institutes für Antriebstechnik verwendet.

In einem ersten Schritt wurden vier Triebwerksentwürfe mit unterschiedlichen Fandruckverhältnissen ausgelegt und auf die Schubanforderungen eines Referenzflugzeuges angepasst. Alle Entwurfswerkzeuge wurden über die Entwurfsumgebung ModelCenter miteinander verknüpft. Hier-

durch konnten die Triebwerksentwürfe unter Berücksichtigung dimensionierender Randbedingungen (Schub- und Temperaturvorgaben, Geometrische Dimensionen) auf minimalen SFC unter Reiseflugbedingungen optimiert werden.

Für das angenommene Technologieniveau wurde hinsichtlich eines minimalen Missionskraftstoffverbrauches ein optimales Fandruckverhältnis von 1,3 gefunden. Bei diesem Triebwerksentwurf wurde ein optimaler Kompromiss aus gutem Vortriebswirkungsgrad durch niedriges Fandruckverhältnis und akzeptablen Gewichts- und Widerstandswerten gefunden. Niedrigere Fandruckverhältnisse weisen zwar niedrigere SFC-Werte (besserer Vortriebswirkungsgrad) auf, führen aber zu höheren Triebwerksgewichten und -widerständen, die auf Gesamtsystemebene die positiven Effekte überwiegen.

In einem weiteren Schritt wurde der Einfluss leicht veränderter Geschwindigkeiten in einzelnen Flugmissionsabschnitten und damit veränderter Schubanforderungen untersucht. Leicht reduzierte Geschwindigkeiten im Steigflug oder im Reiseflug haben einen entscheidenden Einfluss auf den Triebwerksentwurf, da besonders der Flugzustand Top of Climb als dimensionierender Betriebszustand in den Entwurf eingeht.

Es wurde gezeigt, dass die in dieser Studie genutzten einfachen Methoden in der Lage sind, vielfältige Trends und Einflüsse auf den Triebwerksentwurf prinzipiell aufzuzeigen.

8. LITERATUR

- [1] Engber, M., Rued, K., Ardey, S., Gier, J., Waschka, W., Advanced Technologies for Next Generation Regional Jets – Survey of Research Activities at MTU Aero Engines GmbH, ISABE-2007-1282
- [2] Krammer, P., Rued, K., Truebenbach, J., Technology Preparation for green Aero Engines, AIAA International Air and Space Symposium, Ohio, 14-17, 2003, AIAA-2003-2790, AIAA, 2003
- [3] Rued, K., Schaber, R., Klingels, H., Next Generation Aero Engines - New concepts to meet future environmental and economic challenges, ISABE 2009, Montreal, ISABE 2009-1279
- [4] Aircraft Design: Synthesis and Analysis, V1.2, September 2006, Desktop Aeronautics, Stanford, CA adg.stanford.edu/aa241/AircraftDesign.html
- [5] Deidewig, F., Ermittlung der Schadstoffemissionen im Unter- und Überschallflug, Institut für Antriebstechnik, DLR Forschungsbericht 98-10, ISSN 1434-8454, 1998
- [6] ICAO Aircraft Engine Emissions Databank, Issue 15C, www.caa.co.uk; 2008
- [7] Grieb, H., Projektierung von Turboflugtriebwerken, Birkenhäuser-Verlag Base, ISBN 3-7643-6023-2, 2004
- [8] Hemmer, H., Schaefer, M., Otten, T., Einfluss lärmärmer An- und Abflugverfahren auf NOX- und CO2-Emissionen im Flughafennahbereich, DGLR-Kongress, Darmstadt, 23.-25.09.2008, DGLR, 2008
- [9] Hemmer, H., Otten, T., Plohr, M., Lecht, M., Döpelheuer, A., Influence of the Bypass Ratio on Low Altitude NOX Emissions, First CEAS European Air and Space Conference, Berlin, 10.-13.09.2007, CEAS, 2007
- [10] Lecht, M., Leistungsaufteilung am gegenläufigen Propfan bei Anwendung eines Umlaufgetriebes, Interner Bericht DLR IB-325-03-86, Köln, 1986
- [11] Luftfahrttechnisches Handbuch, Band Triebwerkstechnologie, 1994
- [12] Otten, T., Plohr, M., von der Bank, R., Gegenüberstellung des Emissionsverbesserungspotentials von Brennkammertechnologien und anderen Weiterentwicklungen am Luftransportsystem, DGLR-Kongress, Braunschweig, 06.-09 November 2006, DGLR, 2006
- [13] Plohr, M., Lecht, M., Otten, T., Döpelheuer, A., Hemmer, H., Aero-Engine Technology to cope with ACARE Goals, 25th Congress of the Aeronautical Sciences, Berlin, 03.-08.09.2006, ICAS, 2006
- [14] Schaefer, M., Grimm, W., The Variability of Air Transport's Specific Emissions and Implications for Airline Strategies, First CEAS European Air and Space Conference, Berlin, 10.-13.09.2007, CEAS, 2007
- [15] Svensson, F., Potential of Reducing the Environmental Impact of Civil Subsonic Aviation by Using Liquid Hydrogen, FOI-R-1636-SE, Stockholm, 2005
- [16] Plohr, M., Otten, T., Ummanteltes Turbofan-Flugzeugtriebwerk, Patent DE 102006019299, Bundesrepublik Deutschland, 2006