

Matthias Engling

# **Zukunftsfähige Triebwerkskonzepte – Untersuchung von Ultra-High- Bypass-Ratio Triebwerken und Open Rotor Konzepten**

---

**TYP DES DOKUMENTS | TYPE OF THE DOCUMENT**

Studienarbeit | Study Thesis

## **Nachnutzung | Reuse**

Diese Publikation steht unter der Creative-Commons-Lizenz Namensnennung 4.0 International (CC BY 4.0 International). Sofern die Namen der Autor\*innen/ Rechteinhaber\*innen genannt werden, kann der Inhalt vervielfältigt, verbreitet, öffentlich aufgeführt und kommerziell genutzt werden. Außerdem dürfen Bearbeitungen angefertigt und verbreitet werden. Weitere Informationen und die vollständigen Bedingungen der Lizenz finden Sie hier: <https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/deed.de>.





Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg  
*Hamburg University of Applied Sciences*

# Studienarbeit

Matthias Engling

Zukunftsfähige Triebwerkskonzepte - Untersuchung von  
Ultra-High-Bypass-Ratio Triebwerken und Open Rotor  
Konzepten

Matthias Engling

# Zukunftsfähige Triebwerkskonzepte - Untersuchung von Ultra-High-Bypass-Ratio Triebwerken und Open Rotor Konzepten

Studienarbeit eingereicht im Rahmen des Bachelorstudiums  
im Studiengang *Bachelor of Engineering Flugzeugbau*  
am Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau  
der Fakultät Technik und Informatik  
der Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg

Eingereicht am: 14. Nov 2022

# **Zusammenfassung**

**Matthias Engling**

## **Thema der Arbeit**

Zukunftsfähige Triebwerkskonzepte - Untersuchung von Ultra-High-Bypass-Ratio Triebwerken und Open Rotor Konzepten

## **Stichworte**

Triebwerke, Open Rotor, UHBR, Vortriebwirkungsgrad, Bypassverhältnis

## **Kurzzusammenfassung**

Sowohl Ultra-High-Bypass-Ratio Triebwerke als auch Open Rotor Konzepte haben in den letzten Jahren eine immer größere Relevanz in der Luftfahrt. Das Streben nach Kraftstoffeffizienteren und Emmisionsärmeren Triebwerken wird immer größer. Es werden die technischen und konstruktiven Lösungen der beiden Konzepte aufgezeigt, um ein möglichst hohes Bypassverhältnis und damit einhergehend einen besseren Wirkungsgrad zu erzielen. Insbesondere werden gegenläufig drehende Rotoren als Effizienz fördernde und Lärm mindernde Maßnahme untersucht.

## **Title of Thesis**

Sustainable Propulsion Systems - Examination of Ultra-High-Bypass-Ratio Propulsion Systems and Open Rotor Concepts

## **Keywords**

propulsion systems, Open Rotor, UHBR, propulsion efficiency, bypass ratio

## **Abstract**

Both Ultra-High-Bypass-Ratio propulsion systems and Open Rotor concepts have become increasingly important for the aircraft industry. The industry strives for more fuel efficient and low-emission propulsion technologies. Technical and design solutions for increasing the bypass ratio, which in return positively influence the efficiency, are discussed. To reduce noise pollution and increase the efficiency two counter rotating fans can be used.

# Inhaltsverzeichnis

<b>Abbildungsverzeichnis</b>	<b>v</b>
<b>Tabellenverzeichnis</b>	<b>vi</b>
<b>Abkürzungen</b>	<b>vii</b>
<b>Symbolverzeichnis</b>	<b>ix</b>
<b>Glossar</b>	<b>x</b>
<b>1 Einleitung</b>	<b>1</b>
1.1 Thematische Einführung und Motivation . . . . .	1
1.2 Thematische Grundlagen . . . . .	2
<b>2 Ultra-High-Bypass-Ratio Triebwerke</b>	<b>5</b>
2.1 Engine Module Validators . . . . .	5
2.2 Heutige Triebwerke: PW1000G und LEAP . . . . .	11
<b>3 Open Rotor Konzept</b>	<b>14</b>
3.1 Studie zu effizienteren Propellern hin zu ersten Open Rotor Konzepten . .	14
3.2 Unducted Fan Programm . . . . .	17
3.3 Continuous Lower Energy, Emissions and Noise Programm . . . . .	19
3.4 Modernste Open Rotor Konzepte . . . . .	23
3.5 Counter Rotating Integrated Shrouded Propfan . . . . .	26
<b>4 Zusammenfassung/Fazit</b>	<b>29</b>
<b>Literaturverzeichnis</b>	<b>30</b>
<b>Selbstständigkeitserklärung</b>	<b>34</b>

# Abbildungsverzeichnis

1.1	Vortriebwirkungsgrad $\eta_p$ über Geschwindigkeitsverhältnis $\frac{u_e}{u_0}$ [5] . . . . .	3
2.1	Hochdecker Flugzeugkonfiguration einer Boeing C-17 Globemaster [31] . . .	6
2.2	Tiefdecker Flugzeugkonfiguration eines Airbus A350 XWB [33] . . . . .	7
2.3	Triebwerke beidseitig am Heck einer Gulfstream G800 eingebaut [18] . . . .	7
2.4	Pratt & Whitney Triebwerk PW1000G [24] . . . . .	11
2.5	CFM International Triebwerk LEAP [19] . . . . .	12
3.1	Vortriebwirkungsgrad $\eta_p$ trend mit Fandruckverhältnis für Mach 0,8 [3] . . .	20
3.2	SAGE 2 Demonstrator eingebaut am Teststand [30] . . . . .	24
3.3	Counter Rotating Shrouded Propfan [6] . . . . .	28

# Tabellenverzeichnis

2.1	Flugmissionsparameter [8] . . . . .	8
2.2	Technische Rahmenbedingungen [8] . . . . .	8
3.1	Technische Design Parameter UDF Programm [26] . . . . .	18

# Abkürzungen

**ACARE** Advisory Council for Aeronautics Research in Europe.

**ATP** Advanced Turboprop Programme.

**CAA** Computational Aeroacoustics.

**CFD** Computational Fluid Dynamics.

**CFK** Kohlenstofffaserverstärkter Kunststoff.

**CLEEN** Continuous Lower Energy, Emissions and Noise.

**CO<sub>2</sub>** Kohlenstoffdioxid.

**CRISP** Counter Rotating Integrated Shrouded Propfan.

**CS** Certification Specifications.

**DLR** Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt.

**EASA** European Union Aviation Safety Agency.

**ENOVAL** Engine Module Validators.

**EPNdB** Effective Perceived Noise Decibel.

**FAA** Federal Aviation Administration.

**LBA** Luftfahrtbundesamt.

**LEAP** Leading Edge Aviation Propulsion.

**LEX** leading edge extensions.



**NACA** National Advisory Committee for Aeronautics.

**NASA** National Aeronautics and Space Administration.

**NOX** Stickstoffoxide.

**SAF** Sustainable Aviation Fuels.

**SAGE** Sustainable and Green Engines.

**TOW** time-on-wing.

**TRL** Technology Readiness Level.

**UDF** Unducted Fan Programm.

**UHBR** Ultra-High-Bypass-Ratio.

**VAFN** Variable Fan Düse (engl.:Variable area fan nozzle).

# Symbolverzeichnis

$dB(A)$  Bewerteter Schalldruckpegel.

$F$  Schub.

$\frac{u_e}{u_0}$  Geschwindigkeitsverhältnis.

$\dot{m}$  Massenstrom.

$\eta_p$  Vortriebwirkungsgrad.

$u_0$  Eintrittsgeschwindigkeit.

$u_e$  Austrittsgeschwindigkeit.

# Glossar

**A321XLR** Die A321XLR ist eine Variante des Airbus A321 mit zusätzlichem Rear Centre Tank (RCT), wodurch eine Reichweite von 8700 km erreicht werden kann.

**ACARE-2020** Die ACARE-2020 Ziele sind eine Vorgabe von Emissionzielen der ACARE Gruppe, welche im Jahre 2000 für das Jahr 2020 gesetzt wurden.

**CFM56-5B** Das CFM56-5B Triebwerk gehört zu den meist verkauften Triebwerken von CFM International.

**CS-E** Die CS-E ist die Certification Specifications der EASA für Flugzeugantriebe.

**CS-P** Die CS-P ist die Certification Specifications der EASA für Propeller.

**FAR-36** Die FAR-36 legt die Lärm-Standards für Flugzeuge fest.

**PW1000G** PW1000G ist ein Getriebefan-Triebwerk von Pratt & Whitney.

**SAGE 2** SAGE 2 ist ein Projekt zur Entwicklung nachhaltiger und ökologischer Antriebe.

**Überziehverhalten** Das Überziehverhalten (engl.:Stall) beschreibt das Verhalten des Flugzeugs aufgrund einer Strömungsablösung am Flügel.

# 1 Einleitung

Die nachfolgenden beiden Kapitel sollen eine thematische Einführung in das Thema Triebwerke liefern. Zunächst wird die Motivation für zukunftsfähige Triebwerke erläutert. Im Anschluss werden beide Triebwerkskonzepte dargestellt.

## 1.1 Thematische Einführung und Motivation

In der kommerziellen Luftfahrt ist die Kraftstoffeffizienz und Reduzierung der Schadstoffemissionen nicht nur Gesellschaftspolitisch sondern auch Wirtschaftspolitisch ein wichtiges Thema. Gesetzgeber und Bundesbehörden wie das Luftfahrtbundesamt (LBA), die European Union Aviation Safety Agency (EASA) oder die Internationale Zivilluftfahrtorganisation haben bereits jetzt Vorschriften für maximale Schadstoffemissionen festgelegt, wobei hier mit einer Verschärfung in den nächsten Jahren zu rechnen ist. Es obliegt also unter anderem den Flugzeugherstellern, das Fliegen ökologisch nachhaltiger zu gestalten.

Es stellt sich also die Frage, welche Parameter eines Flugzeugs verändert werden können, um die Kraftstoffeffizienz zu steigern, die Schadstoffemissionen zu verringern und gleichzeitig die Lärmemission minimal zu halten. Zum einen ist das die Aerodynamik des gesamten Flugzeugs, insbesondere des Flügels, zum anderen ist das eine Gewichtsreduktion aller Komponenten. Zudem ist eine optimale Planung von Flugrouten essentieller Bestandteil eines Kraft- und Schadstoffarmen Fluges. Ein naheliegender Parameter, welcher noch nicht genannt wurde, sind die Triebwerke. Diese beeinflussen maßgeblich die Treibstoffeffizienz und somit auch direkt den Kohlenstoffdioxid ( $\text{CO}_2$ ), die Stickstoffoxide (NOX) und den Feinstaub Ausstoß. Daher wird der Fokus dieser Arbeit auf die Untersuchung von zukunftsfähigen Konzepten zur Optimierung von Flugzeugtriebwerken gelegt. Zukunftsfähige Triebwerke sollen nicht nur wirtschaftlich sondern auch ökologisch nachhaltig sein.

Eine relevante Kenngröße bei Triebwerken ist der Vortriebwirkungsgrad  $\eta_p$ , welcher ein guter Indikator für die Effizienz ist. Der Vortriebwirkungsgrad hängt stark vom Bypassverhältnis ab. Eine Erhöhung des Bypassverhältnisses geht mit einer Verbesserung des Vortriebwirkungsgrades einher. Aufgrund dessen werden in dieser Studienarbeit zwei zukunftsorientierte Konzepte untersucht, welche beide versuchen, alle Triebwerksparameter zu optimieren. Tatsächlich erzielen die beiden Konzepte den größten Gewinn, hinsichtlich der Kraftstoffeffizienz, durch ein erhöhtes Bypassverhältnis. Es sollen das Ultra-High-Bypass-Ratio (UHBR) und das sogenannte Open Rotor Konzept untersucht werden. Im weiteren Verlauf werden außerdem die konstruktiven Herausforderungen beider Konzepte näher beleuchtet. Des Weiteren wird die historische Rolle und Entwicklung der Konzepte thematisiert. Die Darstellung genannter Themen soll mit Hilfe von praktischen Beispielen aus der Vergangenheit und innovativen Konzepten der Zukunft erfolgen.

## 1.2 Thematische Grundlagen

Zunächst soll das folgende Kapitel eine thematische Einführung liefern. Es werden grundlegende Triebwerksparameter angeführt und kurz erläutert. An dieser Stelle wird die Schubformel für Triebwerke in der einfachsten Form angebracht (vgl. Formel (1.1) [5]). Mathematisch betrachtet gibt es zwei Möglichkeiten, den Schub  $F$  zu maximieren. Zum einen ist das ein möglichst großer Massenstrom  $\dot{m}$ . Ein großer Massenstrom kann durch ein möglichst großes Triebwerk erreicht werden, welches durch den daraus resultierenden größeren Fan eine größere Luftmasse ansaugen kann. Zum anderen kann eine möglichst hohe Geschwindigkeitsdifferenz zwischen Austrittsgeschwindigkeit  $u_e$  und Eintrittsgeschwindigkeit  $u_0$  zu einem maximierten Schub führen. Vergleicht man diese mathematischen Möglichkeiten mit der Formel für den Vortriebwirkungsgrad  $\eta_p$ , wird deutlich, dass die hohe Geschwindigkeitsdifferenz für den Vortriebwirkungsgrad nachteilhaft ist (vgl. Formel (1.2) [5]). Ziel eines Triebwerks ist es also, einen möglichst hohen Vortriebwirkungsgrad zu erreichen, aber gleichzeitig einen möglichst hohen Schub zu liefern. Um den erforderlichen Schub zu erreichen, wird ein möglichst großer Massenstrom  $\dot{m}$  benötigt, welcher keine große Geschwindigkeitserhöhung erfährt. In Abbildung 1.1 wird deutlich, dass das theoretisch optimale Geschwindigkeitsverhältnis von Eintritts- zu Austrittsgeschwindigkeit in Bezug auf den Vortriebwirkungsgrad bei 1 liegt. Dieser ist in der Praxis nicht umsetzbar, da das Triebwerk bei einem solchen Verhältnis gemäß Schubformel keinen Schub mehr liefern würde.

$$F = \dot{m} * (u_e - u_0) \quad (1.1)$$

$$\eta_p = \frac{2}{1 + \frac{u_e}{u_0}} \quad (1.2)$$

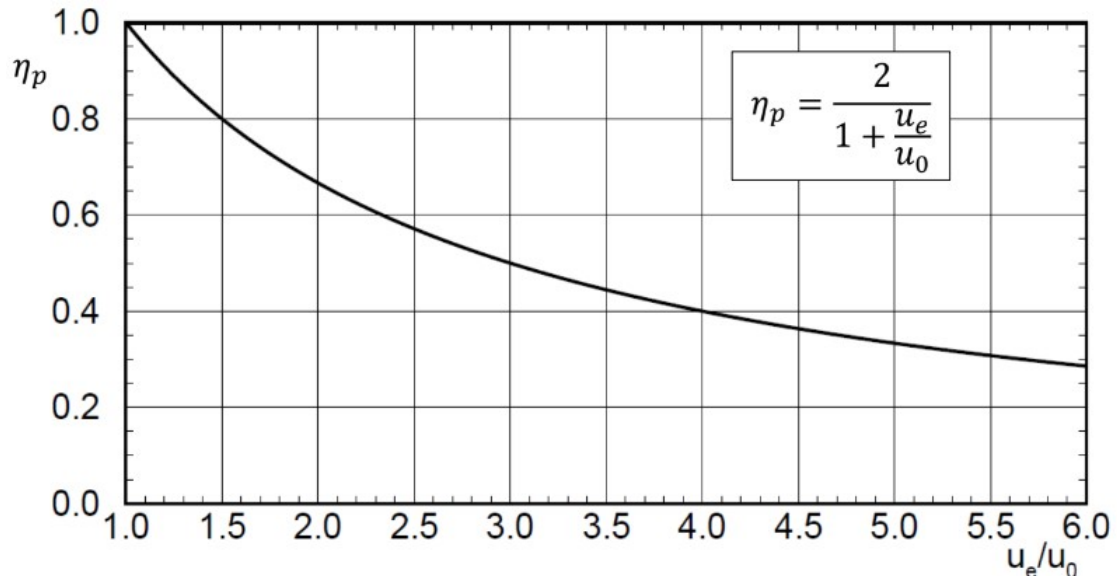


Abbildung 1.1: Vortriebwirkungsgrad  $\eta_p$  über Geschwindigkeitsverhältnis  $\frac{u_e}{u_0}$  [5]

Die Lösung bietet ein großes Bypassverhältnis. Hier wird der Großteil des Luftmassenstroms am Kerntriebwerk vorbeigeführt ohne stark beschleunigt zu werden. Wohingegen nur ein kleiner Teil des Luftmassenstroms durch das Kerntriebwerk strömt und stark beschleunigt wird. Des Weiteren bieten Triebwerke mit hohen Nebenstromverhältnissen die Möglichkeit, die Lärmemission aufgrund einer geringeren Austrittsgeschwindigkeit des größeren Bypass-Luftstrahls zu senken.

Es werden nachfolgend beide Triebwerkskonzepte kurz beschrieben. Beim UHBR handelt es sich um konventionelle Turbofantriebwerke mit einem Haupt- und einem Nebenstrom. Der Unterschied zu herkömmlichen Triebwerken liegt im Nebenstromverhältnis. Im Gegensatz zu häufigen Verhältnissen von circa 8:1 bis 10:1 erzielen UHBR Triebwerke ein Verhältnis von rund 11:1 bis 20:1, um so den Vortriebwirkungsgrad und daraus resultierend die Treibstoffeffizienz zu verbessern. Beim Open Rotor Konzept ist die Motivation

die gleiche: Die Verbesserung des Vortriebwirkungsgrades durch Erhöhung des Bypassverhältnisses. Allerdings wird hier auf eine Ummantelung der Rotoren verzichtet, wodurch das charakteristische Aussehen der Turbofan-Turboprop-Kombination entsteht. Es wird versucht, die Vorteile des freien Propellers aus der Turboprop Konfiguration mit den Vorteilen eines Strahl- bzw. Turbofantriebwerks zu vereinen. Außerdem werden bei den Open Rotor Konzepten häufig zwei gegenläufig drehende Propeller eingesetzt. Dessen Einfluss soll im Verlauf der Studienarbeit ebenfalls deutlich werden.

## 2 Ultra-High-Bypass-Ratio Triebwerke

In den folgenden Kapitel werden sowohl die historische Entwicklung des Ultra-High-Bypass-Triebwerks als auch aktuelle im Einsatz befindlichen Ultra-High-Bypass-Triebwerke thematisiert.

### 2.1 Engine Module Validators

Es soll zunächst das Forschungsprojekt Engine Module Validators (ENOTAL) vorgestellt werden. Das Projekt beschäftigte sich mit der Entwicklung neuer Technologien für das Niederdrucksystem (Fan, Getriebe, Niederdruckverdichter und Niederdruckturbine) für Triebwerkskonfigurationen mit sehr hohem Bypassverhältnissen von 12:1 bis 20:1 und sehr großen Gesamtdruckverhältnissen von 50 bis 70. Außerdem sollten die Forschungen die ACARE-2020 Ziele erfüllen und so einen Beitrag zum net zero CO<sub>2</sub> Emissionsziel 2050 der Luftfahrtindustrie leisten [23]. Die Advisory Council for Aeronautics Research in Europe (ACARE) ist der Rat der Europäischen Luft- und Raumfahrtforschung, welcher 2001 von der EU gegründet wurde. Ziel dieses Rates ist die Bewahrung der Konkurrenzfähigkeit der Luftfahrtindustrie in Europa durch das Veröffentlichen von richtungsweisenden Strategien insbesondere in Bezug auf die CO<sub>2</sub> Emissionen [15]. Im Verlauf des Kapitels werden die technischen Herausforderungen dargestellt.

Die Forschung für dieses Projekt wurde Anfang 2013 aufgenommen und hatte eine Laufzeit von 58 Monaten (bis November 2018). Die wesentliche Herausforderung bestand in der Erhöhung des Nebenstromverhältnisses. Für die Erhöhung des Bypassverhältnisses bestehen zwei Möglichkeiten, zum einen in der Verkleinerung des Kerntriebwerks und somit einer Verkleinerung des Kernstroms, zum anderen in einer Vergrößerung des Nebenstroms. Letzteres führt zwangsläufig zu einer Vergrößerung des Fandurchmessers. Die



Vergrößerung des Fandurchmessers zieht automatisch eine Vergrößerung der Ummantelung mit sich. Diese Vergrößerungen führen zu einer Gewichts- und Luftwiderstandserhöhung. Die daraus resultierende Verbesserung des Vortriebwirkungsgrades sollte durch eine Gewichts- und Luftwiderstandserhöhung nicht wieder verloren gehen.

Die geplante Steigerung des Fandurchmessers von 20-35 % gegenüber Turbofantriebwerken aus dem Jahre 2000 sollte dennoch mit einer klassischen Tiefdecker Flugzeug Konfiguration umsetzbar sein [8] & [16]. Die Vergrößerung des Durchmessers führt nämlich zu einer geringeren Bodenfreiheit, welches eine andere Flugzeug Konfiguration notwendig machen könnte und somit mit einem größeren Konstruktionsaufwand und damit einhergehend mit höheren Kosten verbunden wäre. Den Abbildungen 2.1 bis 2.3 können exemplarisch drei Flugzeugkonfigurationen und deren verschiedene Triebwerkseinbaupositionen entnommen werden.



Abbildung 2.1: Hochdecker Flugzeugkonfiguration einer Boeing C-17 Globemaster [31]



Abbildung 2.2: Tiefdecker Flugzeugkonfiguration eines Airbus A350 XWB [33]



Abbildung 2.3: Triebwerke beidseitig am Heck einer Gulfstream G800 eingebaut [18]

Im Verlauf des ENOVAL Projektes sollten Untersuchungen zu drei möglichen Triebwerksplattformen durchgeführt werden. Die Anforderungen an die drei Triebwerkskonfigurationen beziehungsweise an die Flugmissionsparameter wurden gemeinsam mit Airbus ausgearbeitet und können der Tabelle 2.1 entnommen werden. Hierbei beziehen sich die Triebwerksplattformen Medium bis Very Large auf die Referenzplattformen P1 bis P3 für die die Triebwerke eingesetzt werden sollen. Die daraus resultierenden technischen Rahmenbedingungen wurden aus den Anforderungen abgeleitet und können der Tabelle

2.2 entnommen werden. Durch die verschiedenen Triebwerksplattformen ergeben sich unterschiedliche Emissionsziele. Die Emissionsziele des ENOVAL Programms hinsichtlich Lärm und CO<sub>2</sub> können wie folgt beschrieben werden. Das ‚Very Large‘ Turbofantriebwerk ist für die Langstrecke vorgesehen. Diese Konfiguration sollte eine CO<sub>2</sub> Reduktion von 5 % gegenüber Turbofantriebwerken des Jahres 2013 und 26 % gegenüber Triebwerken aus dem Jahre 2000 erreichen. Die ‚Medium‘ und ‚Large‘ Konfigurationen sind für die Kurzbeziehungsweise Mittelstrecke vorgesehen und sollten beide eine 2-3 % Reduktion in CO<sub>2</sub> Emissionen gegenüber Triebwerken aus dem Jahre 2013 und 24 % gegenüber Triebwerken aus dem Jahre 2000 erzielen.

Tabelle 2.1: Flugmissionsparameter [8]

REFERENZPLATTFORM	P1	P2	P3
Sitze	180	278	412
Reichweite [km]	6500	11000	12500
Mach (Reiseflug)	0,78	0,84	0,84

Tabelle 2.2: Technische Rahmenbedingungen [8]

TRIEBWERKSPLATTFORM	MEDIUM	LARGE	VERY LARGE
Schub T/O [klbf]	20	60	80
Fandurchmesser [m]	2,03	3,17	3,84
Nebenstromverhältnis	16	16	16

Für die Zulassung von kommerziellen Flugzeugen in Bezug auf die Lärmemission wird international die Einheit Effective Perceived Noise Decibel (EPNdB) verwendet [2]. EPNdB ist eine Messung des relativen Lärms eines einzelnen Flugzeugs bei einem Vorbeiflug und berücksichtigt die menschliche Reaktion auf die Spektralform, die Lärm-Intensität sowie die Dauer des emittierten Lärms [1]. Besonders bei Kurz- und Mittelstrecken Flugmissionen ist die Steig- und Sinkflugphase ein wichtiges Auslegungskriterium. Diese Flugphasen finden Missionsbedingt immer in Flughafennähe statt und sollten somit eine möglichst geringe Lärmbelastigung verursachen. Für einen Vergleich von EPNdB und der gebräuchlichen Einheit Dezibel  $dB(A)$  (ugs. Geräuschpegel) kann folgende Faustformel verwendet werden (vgl. Formel 2.1) [2].

$$EPNdB = dB(A) + 13 \tag{2.1}$$

Alle drei oben genannten Triebwerkskonfigurationen sollten eine Lärmreduzierung von 1,3 ENPdB gegenüber Triebwerken aus dem Jahre 2013 und 9 ENPdB gegenüber Triebwerken aus dem Jahre 2000 erzielen [8]. 5 % CO<sub>2</sub> Reduzierungen sollten bereits durch einen verbesserten Wirkungsgrad erreicht werden. Eine 1,5 % große Abnahme der Effizienz durch eine Gewichts- und Luftwiderstandserhöhung sollte durch eine Verbesserung der Modulwirkungsgrade wie unter anderem dem thermischen Wirkungsgrad kompensiert werden. Die verbesserte Fandurchströmung würde bereits eine 1,1 ENPdB große Reduzierung des Lärms bringen. Diese Reduzierung sollte durch den Einsatz eines Getriebes und die dadurch verringerte Fandrehzahl erzielt werden.

Das ENOVAL Projekt fokussierte sich auf nachfolgende wesentliche konstruktiven Merkmale: die Einführung einer Variable Fan Düse (engl.: Variable area fan nozzle) (VAFN), die Einführung einer Getriebekonfiguration für sehr große Triebwerke im Langstreckenbereich sowie ein Untersetzungsgetriebe zwischen Fan und Turbomaschine für alle drei Triebwerksplattformen [8]. Die Programmziele in Bezug auf das Fan Modul können wie folgt beschrieben werden. Es sollte eine hochentwickelte 3D Schaufelgeometrie und eine optimale Schaufelanzahl für minimales Gewicht entwickelt werden. Zudem sollte ein Gewichtsoptimiertes Fan Gehäuse sowie Statoren aus Composite Werkstoffen untersucht werden. Des Weiteren wurde die Integration von Lärmreduzierenden Maßnahmen im Strömungskanal analysiert. Hier sind insbesondere Aktive-Akustik-Liner (engl.: Active-Noise-Cancelling) Konzepte zu nennen, welche einen Gegenlärm erzeugen und somit den Gesamtlärm versuchen zu reduzieren [8]. Außerdem sollte für die Langstreckenkonfiguration ein neuartiges Zwischengehäuse in Leichtbauweise konstruiert werden. Zur Überprüfung von einzelnen Komponenten wurden skalierte stationäre Rig-Tests durchgeführt. Die Komponenten wurden auf Festigkeit und Ermüdung nach Hagel und Steinschlägen untersucht. Ein besonderes Augenmerk wurde hierbei auf die sehr großen neuartigen Schaufeln gelegt [8].

Ein Untersetzungsgetriebe ermöglicht eine optimierte Drehzahl Steuerung der verschiedenen Komponenten, sodass der Fan langsamer als die Turbomaschine drehen kann. Aufgrund der langsameren Fandrehzahl ist die Machzahl an den Schaufelspitzen reduziert und verringert so den Kraftstoffverbrauch, den Kohlendioxid Ausstoß und die Lärmentwicklung erheblich. Zusätzlich verbessert das Getriebe durch höher nutzbare Drehzahlen das Niederdrucksystem. Das Niederdrucksystem hat dadurch eine höhere potentielle Aufladung und verbessert somit den Wirkungsgrad [8]. Für eine optimale Untersetzung

zwischen Turbomaschine und Fan wurden zwei mögliche Getriebearten mittels Computational Fluid Dynamics (CFD) Simulationen untersucht. Zum einen wurde das Planetenradgetriebe betrachtet und zum anderen das Sternradgetriebe. Ziel war ein verbessertes Wärmemanagement sowie die Reduzierung von Verwirbelungsverlusten. Im Zuge dessen wurden Wärmequellen bei der Bewegung der Getriebekörper untersucht. Zur Reduzierung des Gewichtes wurden Tests in einer Öl-Luft-Gemisch-Umgebung durchgeführt. Diese Umgebung ermöglicht eine Verringerung des Wärmeeintrags und führt gleichzeitig zu einer kleineren benötigten Ölmenge. Dadurch wird das Gewicht reduziert, welches vor allem bei der ‚Very Large‘ Konfiguration zu einer deutlichen Gewichtseinsparung führt [8].

Es wurde zusätzlich der Einfluss von harten Übergangskanälen zwischen Hoch- und Niederdruckverdichter analysiert. Diese sollten zur Optimierung des schnelllaufenden Niederdruckverdichters, der generellen Verdichter Stabilität, der Reduktion von Leckage-Verlusten, zur Kontrolle des Sekundärluftstroms sowie zur Reduzierung der Stufenbelastung auf den Vorderstufen beitragen. Außerdem wurde zur Regulierung und Reduzierung von negativen 3D-Strömungseffekten im Sekundärluftstrom die Grenzschichtabsaugung untersucht [8].

Die anfangs erwähnten Emissionsziele (CO<sub>2</sub> und Lärm) wurden am Ende des ENOVAL Projektes erfolgreich erzielt. Die Einführung der neuen Technologien wird Ende der 2020er erwartet. Der Großteil der entwickelten Komponenten wurde bis zu zum Technology Readiness Level (TRL) 5 entwickelt und soll in den Europäischen Gemeinschaftsprojekten Clean Sky 2 und 3 integriert werden [14]. Während der Herstellung von passiven Systemen zur Lärmreduzierung aus Aluminium kam es zu Problemen aufgrund von Deformation der Bauteile, welche aufgrund von Zeitmangel am Ende nicht weiter getestet werden konnten. Zur aktiven Lärmunterdrückung wurde eine Elektrodynamische Innenhaut der Gondel erfolgreich gebaut und getestet. Es kann so je nach Schubeinstellung der Lärm kontrolliert werden [14]. Der VAFN konnte zunächst nur bis TRL 4 getestet werden. Die letzten Tests im ENOVAL Projekt zur variablen Düse haben jedoch vielversprechende Ergebnisse gezeigt. Möglicherweise könnte die variable Düse auch zur Schubumkehr genutzt werden und ein separates System zur Schubumkehr überflüssig machen, um so weiteres Gewicht einzusparen. Außerdem hat eine geringere Schaufelanzahl pro Stufe im Verdichter zu einer erheblichen Gewichtsreduktion beigetragen. Allerdings führt die geringere Schaufelanzahl zu einer höheren aerodynamischen Last auf den einzelnen Schaufeln und somit schneller zur Strömungsablösung. Eine Strömungsablösung hängt direkt mit Druckverlusten zusammen und führt deshalb zu Effizienzverlusten. Um

diesen Verlusten entgegenzuwirken, könnte eine größere Variabilität des Niederdrucksystems während einer Flugmission und deren verschiedene Flugphasen Abhilfe leisten. Es könnte die Drehzahl des Niederdrucksystems beispielsweise je nach Flugphase im optimalen Bereich eingesetzt werden. Eine weitere Möglichkeit wäre das Einsetzen von elektrischer Energie aus einer Batterie in bestimmten Flugphasen, um so die Lärm- und CO<sub>2</sub>-Emission zu reduzieren [14].

Das ENOVAL Projekt hat bereits gezeigt, dass ein erhöhtes Bypassverhältnis zu einem verbesserten Vortriebwirkungsgrad führt. Dies führt zu einer direkten Kraftstoffeinsparung und somit zu einem geringeren CO<sub>2</sub> Ausstoß. Um die net zero CO<sub>2</sub> Emissionsziele der Europäischen Luftfahrtindustrie zu erreichen, werden weitere Verbesserungen notwendig. Aufgrund von baulichen Beschränkungen wird ein Verhältnis von 20:1 als obere Bypassverhältnis-Grenze gesehen. Darüber hinaus müsste man aufgrund der benötigten Bodenfreiheit über andere Flugzeugkonfigurationen nachdenken [7].

### 2.2 Heutige Triebwerke: PW1000G und LEAP

Nachfolgend werden zwei moderne UHBR Triebwerke, welche bereits seit einigen Jahren im Betrieb sind, dargestellt. Es wird zuerst das PW1000G Triebwerk von Pratt und Whitney (Abbildung 2.4) vorgestellt. Im Anschluss wird das Leading Edge Aviation Propulsion (LEAP) Triebwerk von CFM International (Abbildung 2.5) dargestellt.



Abbildung 2.4: Pratt & Whitney Triebwerk PW1000G [24]





Abbildung 2.5: CFM International Triebwerk LEAP [19]

Das PW1000G weist ein Nebenstromverhältnis von 12:1 auf und hat je nach Konfiguration einen Fandurchmesser von 1,42m bis 2,06m. Das Triebwerk ist bereits für den Einsatz von 100 % Sustainable Aviation Fuels (SAF) getestet worden, ist aber nur für den Betrieb mit 50 % SAF zertifiziert [25]. Airlines berichten von einer 20 % großen Treibstoffeinsparung gegenüber den Vorgängertriebwerken (CFM56-5B) der A320. Dies schließt auf eine 4 % bessere Kraftstoffeffizienz im Vergleich zu Pratt & Whitney's vorherigen Berechnungen, welche eine 16 % große Kraftstoffeinsparung vorhersagten [10]. Diese immensen Einsparungen sind größtenteils auf den Einsatz eines Getriebes zurückzuführen. Das Triebwerk wird häufig auch Getriebefan-Triebwerk, kurz GTF-Triebwerk genannt. Das Getriebe ermöglicht eine optimale Drehzahl für Fan, Hoch- und Niederdruckmodule. Durch den langsam drehenden Fan und das gleichzeitig vorliegende große Bypassverhältnis wird ein großer, aber langsamer Massenstrom am Kerntriebwerk vorbeigeführt. Dies wirkt sich gemäß vereinfachter Schubformel positiv auf den Schub aus und laut Vortriebwirkungsgrad-Formel auch positiv auf den Vortriebwirkungsgrad.

Zur Indienststellung des PW1000G zeichneten sich schnell Probleme mit der dritten Niederdruckturbinenstufe, Vibrationen des Getriebes sowie einer vorzeitig verschlissenen Brennkammerverkleidung ab. Die Wartungskosten der Flugzeuge, insbesondere die der Triebwerke, ist einer der größten Kostenfaktoren einer Airline. Die festgesetzten Wartungsintervalle der PW1000G Triebwerke waren bereits sehr kurz und dementsprechend teuer. Deshalb haben die anfänglichen Probleme zu einer deutlich geringeren time-on-wing (TOW) geführt, als von den Airlines erwünscht. Die erwähnten anfänglichen Probleme konnten durch gezielte Nachrüstungen und Triebwerksaustausche behoben wer-

den, sodass das PW1000G Triebwerk nun eine sehr hohe Zuverlässigkeit von 99,89 % aufweist [10]. Zur Zeit arbeitet Pratt & Whitney an einer verbesserten Version des GTF-Triebwerks, dem GTF Advantage Triebwerk. Durch das GTF Advantage Triebwerk soll eine weitere 1 % große Kraftstoffeinsparung erreicht werden. Zusätzlich soll das zukünftige P & W Triebwerk einen rund 4 % verbesserten Startschub in Meereshöhe beziehungsweise 8 % verbesserten Startschub in größeren Höhen gestatten. Außerdem soll das neue Triebwerk einen kühleren Betrieb des Kerntriebwerks ermöglichen, sodass eine verbesserte Beständigkeit der Brennkammer gewährleistet werden kann. Die Verbesserung der Reichweite, die Vergrößerung der möglichen Nutzlast sowie die bessere Beständigkeit könnten das GTF Advantage Triebwerk attraktiv für den Einsatz am neuen Airbus A321XLR machen [20].

Hierauf folgend wird das LEAP UHBR Triebwerk vorgestellt. Das LEAP Triebwerk von CFM International steht in direkter Konkurrenz zum PW1000G. Es weist bei einem Fandurchmesser von rund 2 m ein Nebenstromverhältnis von 11:1 auf. Gegenüber dem Vorgängermodell (CFM56-5B) wurde die Schaufelanzahl des Fans um die Hälfte, auf 18 Schaufeln, reduziert. Zur verbesserten Stabilität der Schaufelspitzen, besonders bei einem Vogelschlag, werden die Schaufelspitzen aus Titan hergestellt, wohingegen der restliche Teil der Schaufel aus sehr leichtem Kohlestofffaserverstärkten Kunststoff (CFK) gefertigt wird [32]. Das Triebwerk von CFM erreicht ebenfalls eine Kraftstoffeinsparung von 20 % gegenüber dem CFM56-5B Triebwerk und erreicht auch eine Zuverlässigkeit von über 99 %. Eine Besonderheit des LEAP Triebwerks sind die 3D gedruckten Kraftstoffeinspritzdüsen. Diese mischen die Luft und den Kraftstoff bereits vor Eintritt in die Brennkammer und ermöglichen durch einen optimierten Luft-Kraftstoffkegel eine magere Verbrennung. Hierdurch wird nicht nur der Kraftstoffverbrauch gesenkt, sondern auch die NOX Emissionen erheblich reduziert [4].

Die technischen Verbesserungen der vorgestellten UHBR Triebwerke werden vermutlich nicht ausreichen, um die net zero CO<sub>2</sub> Emissionsziele 2050 zu erreichen. Deshalb könnten weitere innovative Triebwerkskonzepte nötig sein. Zum Erreichen der net zero CO<sub>2</sub> Emissionsziele 2050 könnte das Open Rotor Triebwerk mit Bypassverhältnissen von mehr als 30:1 einen erheblichen Beitrag leisten. Die hierauf folgenden Kapitel sollen die historische Entwicklung des Open Rotor Konzeptes sowie die technischen und konstruktiven Herausforderungen deutlich machen.



## 3 Open Rotor Konzept

Die nachfolgenden Kapitel legen die historische Entwicklung sowie die technischen Herausforderungen des Open Rotor Konzeptes dar.

### 3.1 Studie zu effizienteren Propellern hin zu ersten Open Rotor Konzepten

Zunächst werden die Untersuchungsergebnisse der National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) beziehungsweise der National Aeronautics and Space Administration (NASA) aus den 1960-1980 Jahren dargestellt. Beginnend mit der Motivation für die Forschung effizienterer Triebwerke. Anschließend werden die einzelnen Forschungsstufen und die dabei aufgetretenen Herausforderungen bei der Entwicklung näher erläutert.

Aufgrund der hohen Kompressibilitätsverluste bei höheren Geschwindigkeiten (größer Mach 0,6), als auch der Strukturinstabilität von Propellern bei hohen Geschwindigkeiten wurden in den späten 1950er Jahren Turboprop Maschinen (Propeller angetriebene Flugzeuge) durch Turbojet Triebwerke abgelöst. Für Geschwindigkeiten von bis zu Mach 0,6 waren Turboprop Maschinen aber immer noch Treibstoffeffizienter als Turbojets. Bei allerdings sehr geringen Kerosinpreisen war der höhere Treibstoffverbrauch von Turbojets gegenüber leiseren Kabinen, höher einsetzbaren Geschwindigkeiten, größeren Flughöhen und größer zurücklegbaren Distanzen jedoch vernachlässigbar. Dies änderte sich 1973 im Zuge eines Öl Embargos seitens der Staaten des Mittleren Ostens. Im Zuge des Embargos stiegen die Kerosin Preise um über 440 % exponentiell in die Höhe. Im Zuge dessen entschied sich die NASA, nach alternativen Konzepten zu forschen [26].

In den 1950er Jahren wurde in den Forschungszentren der NACA (Vorgänger der NASA) extensiv an Propellern, welche einer Machzahl bis 1 ausgesetzt waren, geforscht. Die Forscher kamen zu dem Schluss, dass die einzelnen Schaufeln der Rotoren dazu tendierten,

kaputt zu gehen oder zu stark zu vibrieren und somit nicht nur die Strukturintegrität des Rotors weiter gefährdeten sondern auch die Lärmbelastung erheblich vergrößerten. Es waren also weitere Untersuchungen notwendig, um einen optimalen Rotor zu entwickeln. Der Forschungsgruppe gelang es bei bestimmten Konfigurationen, welche dünne und teilweise gepfeilte Schaufelprofile enthielten, vielversprechende Effizienzwerte bei Mach 0,85 zu erreichen. Auf Grundlage dieser Untersuchungsergebnisse schloss sich die NASA mit der amerikanischen Firma Hamilton Standard zusammen, um ein geeignetes zukunftsfähiges Turbopropkonzept zu entwickeln. Gespräche zwischen der NASA und Hamilton Standard ergaben, dass die Ergebnisse der NASA Forschung zu Propellern mit den damals im Einsatz befindlichen modernen Turbofantriebwerken kombiniert werden könnten. Die Idee war, einen dünnen, hoch belasteten, mehrblättrigen, gepfeilten Propeller mit veränderbarem Schaufel-Anstellwinkel mit der Turbofan Maschinen Technologie zu vereinen [26]. Diese Kombination von Technologien wurde Propfan genannt.

Das Konzept versprach eine Kraftstoffeinsparung von bis zu 50 %, unter der Voraussetzung, dass auch die einzelnen Komponenten des Kerntriebwerks verbessert werden (Nieder- und Hochdruckturbine, Brennkammer sowie Nieder- und Hochdruckverdichter). Der erste Prototyp mit dem Namen SR-1 wurde entworfen. Hierbei handelte es sich um einen einzelnen Rotor mit einer bereits sehr ausgeklügelten Schaufelgeometrie. Trotz der bereits optimierten Schaufelgeometrie lieferte der erste Prototyp noch nicht die erwarteten Ergebnisse. Um die Druckverteilung auf den Schaufeln zu verbessern, wurden die Schaufeln zusätzlich geometrisch geschränkt. Diese Schränkung brachte einen Effizienzgewinn von 1 %. Obwohl die Schaufeln nun noch weiter optimiert wurden, stellten die Ingenieure Effizienzverluste aufgrund von Restwirbel von circa 6-8 % fest. Die Ingenieure standen vor der Herausforderung, diese Verluste zu minimieren. Die Lösung bot ein gegenläufig drehender zusätzlicher Propfan direkt hinter dem ersten Rotor. Zu diesem Zeitpunkt war nicht nur Hamilton Standard als Industriepartner involviert, sondern auch General Electric als Triebwerkshersteller, welcher die Forschungsgruppe bei Versuchen und deren Auswertung unterstützte. In den Jahren 1976 bis 1978 war unklar, ob das Projekt weitere Finanzierung erhalten würde. Die Sorge, insbesondere vor zu lauten Open Rotor Triebwerken und hohen Betriebs- und Wartungskosten der Triebwerke, war groß. Schließlich wurde aber das Advanced Turboprop Programme (ATP) 1978 ins Leben gerufen und die Forschung weitergeführt [26].

Die unterschiedlichen Flugphasen (Start, Reiseflug, Landung) und damit einhergehend die unterschiedlichen Geschwindigkeiten erforderten einen variablen Anstellwinkel der

Schaufeln. Des Weiteren ist diese Variabilität eine Möglichkeit, der Entwindung der Schaufeln bei höheren Geschwindigkeiten entgegenzuwirken. Die Variabilität trägt zudem zur Aufrechterhaltung der optimalen Geometrie im Betrieb bei. Dennoch blieb die Lärmbelastung eine Herausforderung. Nach ausführlichen Untersuchungen wurde festgestellt, dass die Kriterien der FAR-36, die Vorschrift der Federal Aviation Administration (FAA) in Bezug auf die zulässige Lärmbelastung von Flugzeugen, nicht eingehalten werden konnte. Wie Anfangs bereits angedeutet, gilt es auch hier, nicht nur das Triebwerk leiser zu machen, sondern auch die ebenfalls betroffenen Komponenten auf Verbesserungspotential zu untersuchen. Die Ingenieure kamen zu dem Schluss, dass auch die ausgelösten Vibrationen in der Rumpfstruktur minimiert werden könnten. Zudem müsse die Schallsolierung der Druckkabine optimiert werden [26].

Da sich diese Arbeit auf die triebwerksrelevanten Parameter beschränkt, wird auf die Lärmoptimierung des Rumpfes nicht näher drauf eingegangen.

Eine zusätzliche Herausforderung war es, eine geeignete Einbauposition für das Propfan Konzept zu finden. Hier musste besonders auf die nötige Bodenfreiheit geachtet werden. Es wurden im Zuge dieser Fragestellung zwei mögliche Einbaupositionen untersucht. Eine Konfiguration sah einen in den Flügel integrierten Einbau vor. Die zweite Konfiguration sah den Einbau mittels eines Pylons am Heck der Fuselage vor, ähnlich wie dies bei heutigen Learjets häufig der Fall ist. Erstere war als Zupropeller (engl.: Puller) Konfiguration vorgesehen. Das bedeutet, dass die Rotoren am vorderen Teil des Triebwerks positioniert sind und das Flugzeug nach vorne ‚ziehen‘. Die Konfiguration mit Einbauposition am Heck des Flugzeuges sah hingegen eine Druckpropeller (engl.: Pusher) Konfiguration vor, welche den Einbau der gegenläufig drehenden Rotoren am hinteren Teil des Triebwerks vorsah und somit das Flugzeug nach vorne ‚schiebt‘. Die integrierte Ausführung in den Flügeln wurde aufgrund des geringeren Luftwiderstandes im Vergleich zu einer typisch hängenden Einbauposition sowie aufgrund von Flugzeug Stabilitätsproblemen bei einem Einbau unter den Flügeln untersucht. Auch hier bestand die Herausforderung darin alle Aspekte zu berücksichtigen und zu optimieren. Um die bestmögliche Aerodynamik zu gewährleisten, wurden die Form der Nabe, der Tragflügelvorderkante sowie die Form der Einlässe analysiert. Eine gekrümmte Nabe lieferte die geringsten Luftwiderstandswerte. Zudem wurden Verkleidungsteile in Flügelwurzelrichtung zur weiteren Reduzierung des Luftwiderstandes eingesetzt. Als dritte Luftwiderstand reduzierende Maßnahme wurden sogenannte leading edge extensions (LEX) eingesetzt, welche das Überziehverhalten verbessern sollten [26]. Darüber hinaus musste für die Übertragung der hohen Drehmo-

mente, die unterschiedlichen Drehrichtungen der beiden Propfans sowie die Verstellung der Schaufel-Anstellwinkel bei stark wirkenden Druckkräften auf die Schaufeln, ein geeignetes Getriebe entworfen werden. Hier bestand die Herausforderung darin ein möglichst leichtes Getriebe zu entwickeln, welches gleichzeitig die zukünftigen Wartungskosten gering halten und zudem die TOW maximieren würde. Diese zuvor erwähnten Aspekte sind nämlich ausschlaggebend für Airlines und im gleichen Zuge somit auch für die Flugzeugbauer und Triebwerkshersteller.

Zusammenfassend lässt sich sagen, dass im Verlauf des ATP erhebliche Fortschritte gemacht wurden. Effizienzverluste durch Restwirbel konnten durch einen zweiten gegenläufigen Rotor minimiert werden. Außerdem konnten variable Schaufel-Anstellwinkel zur Verbesserung der Schaufel-Stabilität beitragen. Es waren dennoch weitere Untersuchungen zur Optimierung des Konzeptes notwendig.

## 3.2 Unducted Fan Programm

Nachfolgend wird das Unducted Fan Programm (UDF) dargestellt. Anhand der konstruktiven Herausforderungen werden wesentliche Entwicklungsschritte näher erläutert.

1983 wurde das UDF Programm von General Electric initiiert und zusammen mit der NASA ein Demonstrator Programm ausgearbeitet. Ziel war es, einen funktionsfähigen Open Rotor Prototypen in der Pusher Konfiguration zu entwickeln und zu bauen. Es sollten zwei gegenläufige Propfans zum Einsatz kommen und das Triebwerk sollte in der Handhabung und Einsatzfähigkeit genauso wie ein vergleichbares Turboantriebswerk agieren können. Außerdem wurde das Konzept gegenläufig drehender Turbinen verfolgt, da diese aufgrund des fehlenden Getriebes einen Gewichts- und Größenvorteil versprachen. Als Kerntriebwerk wurde das General Electric Triebwerk F404 ausgewählt. Allerdings lag der Fokus bei der Entwicklung des UDF Programms nicht auf dem Kerntriebwerk und dessen optimale Anbindung an das Propfan System, sondern das Kerntriebwerk sollte lediglich die Antriebsleistung liefern [26]. Tabelle 3.1 zeigt die Design Parameter für das UDF Programm unter Berücksichtigung des verwendeten Kerntriebwerks der F404.

Tabelle 3.1: Technische Design Parameter UDF Programm [26]

Bypassverhältnis	32
Fandurchmesser	11,7
Maximaler Gondeldurchmesser	5,6
Gesamtdruckverhältnis	27
Fandruckverhältnis	1,17
Schub, pfund	25.000
Schub-Gewichts-Verhältnis (installiert)	4,0
Spezifischer Kraftstoffverbrauch bei Mach 0,8; 35.000 Fuß und maximalem Steigflug	0,52

Stationäre Tests zwischen März 1985 und Juli 1986 ergaben bei voller Bandbreite an Schubeinstellungen inklusive des Rückwärtsschubes eine 20 % höhere Kraftstoffeffizienz im Vergleich zu den damals aktuellen Turbofantriebwerken. Auch wenn dies deutlich geringer war als noch zu Anfang der NASA Studie erwartet, war dies immer noch eine signifikante Verbesserung der Treibstoffwirksamkeit, weshalb man nach Abschluss der stationären Tests zu fliegenden Tests überging. Hier wurde in Kooperation mit Boeing das rechte Triebwerk einer Boeing 727 durch das Open Rotor Triebwerk, mit dem Namen GE36, ersetzt. Eine wichtige Untersuchung während der Flugerprobungen waren Untersuchungen zur Lärmemission der neuartigen Triebwerke. Es konnte beobachtet werden, dass die Mikrofone des Begleitflugzeugs bereits bei einer minimalen Abstandsentfernung vom Trägerflugzeug einen deutlichen Abfall des gemessenen Schalls verzeichnen. Dies könnte möglicherweise auf eine kürzere Verweildauer von Geräuschen bei einem Flyover hindeuten [26].

Entgegen den Erwartungen waren die gemessenen Spannungen in den Schaufeln aber höher als antizipiert und die Herausforderung bestand darin, die Bildung von großen Spannungen ohne gewaltige Gewichtszunahme zu minimieren. Die Lösung war ein flexibles Wurzelsegment der Schaufel, welches sich in weiteren Flugtests bewährte. Am Ende der Flugerprobungen konnten die Ingenieure eine Kraftstoffeinsparung von 30 % gegenüber dem auf der linken Seite standardmäßig verbauten JT8D Triebwerk der Boeing 727 errechnen, allerdings unter der Annahme, dass das Kerntriebwerk (das der F404) und dessen Anbindung noch optimiert werden und somit ebenfalls einen Beitrag zur Kraftstoffeffizienz leisten. Allerdings gelang es nicht, den Richtlinien der FAA hinsichtlich der Lärmemission gerecht zu werden. Eine Ursache hierfür war die Interaktion der beiden gegenläufig drehenden Rotoren. Zur Minimierung dieser Interaktion hat man den hinteren Rotor mit weniger Schaufeln als den vorderen ausgestattet, von vorher jeweils 10

Schaufeln zu 10 Schaufeln auf dem vorderen Rotor und 8 Schaufeln auf dem hinteren Rotor. Es konnte eine kleine Verringerung der Primärtonkomponente erreicht werden, aber dennoch keine signifikante Reduzierung zur Erfüllung der FAR-36 [26].

Aufgrund der wieder sinkenden Kerosin Preise gab es aus Sicht der Airlines und somit auch der Flugzeughersteller zur damaligen Zeit keinen Bedarf mehr für viel effizientere Triebwerke und so gingen die Triebwerke trotz vielversprechender Ergebnisse nicht in die Zertifizierung. Bis Anfang der 2000er bestand auch weiterhin kein Bedarf für deutlich effizientere Triebwerke. Dies änderte sich aber durch schärfere Gesetze zur Regulierung von CO<sub>2</sub> Emissionen und der Schadstoffemissionen. Zusätzlich steigt der Kerosinpreis seit 2004 stark an und wird durch die Pandemie, den Russischen Angriffskrieg und die Energiekrise beschleunigt.

### 3.3 Continuous Lower Energy, Emissions and Noise Programm

Im nachfolgenden Kapitel wird die erste Phase des Continuous Lower Energy, Emissions and Noise (CLEEN) Programms thematisiert. Die erste Phase des Programms startete 2010 und war für 5 Jahre angesetzt. Teil der sogenannten Phase I war unter anderem die Analyse des Open Rotor Konzepts, wobei hier auf die Ergebnisse aus dem oben präsentierten UDF Programm aus den 1980er Jahren aufgebaut werden konnte. Aufgrund der erfolgreichen Demonstration der Kraftstoffeffizienz im UDF Programm beschränkte sich die Forschung hier hauptsächlich auf die Aeroakustik des Konzeptes und die Optimierung der Propfans hinsichtlich ihrer Lärmemission. Ziel war es, ein geeignetes Design für ein Single-Aisle Flugzeug bei einer Reisefluggeschwindigkeit von Mach 0,78 (sehr ähnlich zur Reisefluggeschwindigkeiten eines modernen A320 neo) zu finden, aber deutliche Verbesserungen der Lärmemission im Vergleich zu den Endergebnissen des UDF Programms zu erreichen. Außerdem gingen die Wissenschaftler davon aus, nicht die vollen 30 % Kraftstoffeinsparung, welche die Ingenieure des UDF Programms prognostizierten hatten, zu erreichen. Diese berücksichtigten weder die Einbauposition noch die eventuellen Gewichtszunahmen durch Maßnahmen zur Lärmreduzierung in der Berechnung der 30 % großen Kraftstoffeinsparung [3].

CFD und Computational Aeroacoustics (CAA) haben dazu beigetragen, eine optima-

le Schaufelgeometrie auszuwerten, sodass die Lärmemission bei geringen Fluggeschwindigkeiten (Start/Landung) minimal ist ohne großen Einschnitt der Effizienz bei hohen Fluggeschwindigkeiten (Reiseflug). Des Weiteren haben CFD und CAA geholfen, das Stoß- und Grenzschichtverhalten zu analysieren. So konnten Rückschlüsse gezogen werden, um Stoßverluste und Grenzschichtablösungen zu vermeiden [3].

Propfans haben nicht nur den großen Vorteil hoher Bypassverhältnisse von bis zu 30:1, sondern ermöglichen auch ein Fandruckverhältnis von 1,1. Dieses niedrige Fandruckverhältnis ist ein großer Vorteil gegenüber ummantelter Fans, da geringe Fandruckverhältnisse bei geringen Fluggeschwindigkeiten, also eher auf Kurzstrecken Flügen, eine hohe Effektivität aufweisen. Zudem haben Open Rotor Triebwerke weitere Vorteile im Vergleich zu Turbofantriebwerken, für die das Mantelgewicht, der erhöhte Luftwiderstand und das Spaltproblem eine erhebliche Rolle spielen. Abbildung 3.1 zeigt einen rund 18 % verbesserten Vortriebwirkungsgrad  $\eta_p$  gegenüber dem CFM56-7B [3].

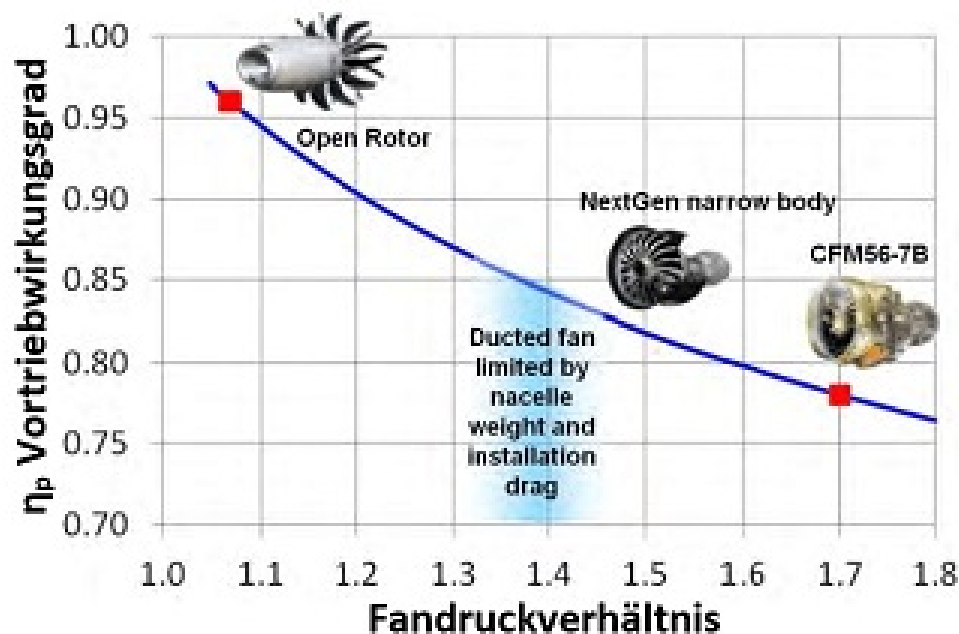


Abbildung 3.1: Vortriebwirkungsgrad  $\eta_p$  trend mit Fandruckverhältnis für Mach 0,8 [3]

Die Schwierigkeit bestand darin, alle Parameter zur Optimierung der Schaufeln und Minderung der Lärmemission gleichermaßen zu berücksichtigen, ohne gleichzeitige Einbußen in Bezug auf die Effizienz. Die analysierten Parameter werden hiernach vorgestellt.

Eine große Lärmquelle konnten die Ingenieure auf die hohen wirkenden Druckkräfte auf den einzelnen Schaufeln zurückführen. Eine Möglichkeit, die wirkenden Druckkräfte auf die einzelnen Schaufeln zu verringern, ist es die Schaufelanzahl zu erhöhen und die Druckkräfte so besser zu verteilen. Eine erhöhte Schaufelanzahl verbessert die gesamte Druckverteilung, welche zu weniger induzierten Verlusten sowie zu weniger Lärm aus dem Zusammenspiel zwischen dem ersten und dem zweiten Rotor führt. Der Lärm aus dem genannten Zusammenspiel zwischen Rotor 1 und Rotor 2 (hier der achtern ansässige Rotor) kann auf zwei Ursachen zurückgeführt werden, auf die bereits erwähnte Druckverteilung des ersten Rotors und auf die Druckverteilung des zweiten Rotors. Die Druckverteilung des zweiten Rotors beeinflusst die Schwingungsantwort des zweiten Rotors auf die Strömung des ersten Rotors maßgeblich. Allerdings ist die Schaufelanzahl aufgrund der Änderbarkeit der Schaufelstellwinkel, des zusätzlichen Gewichts und der nötigen Rotorstabilität beim Rückwärtsschub begrenzt, weshalb auch hier, wie auch zum Teil bereits im UDF Programm, mit einer Schaufelanzahl von 12 auf Rotor 1 und 10 auf Rotor 2 gesetzt wurde [3]. Vergleicht man also die Schaufelanzahl aus dem UDF Programm mit der Schaufelanzahl im CLEEN Programm ist eine Differenz zu erkennen. Im CLEEN Programm wurden beide Rotoren im Vergleich zum UDF Programm mit jeweils zwei Schaufeln mehr ausgestattet. Allerdings wurde zur Minimierung der Interaktion zwischen den beiden Rotoren der hintere Rotor in beiden Programmen mit zwei Schaufeln weniger ausgestattet als der vordere.

Es gibt aber eine weitere Möglichkeit, die Druckverteilung zu beeinflussen. Eine besteht in der Vergrößerung des Fandurchmessers und somit zwangsläufig auch der Schaufeln, wodurch die Druckkräfte besser verteilt werden. Hierdurch hat sich der Propfandurchmesser um etwas mehr als 30 % von 3,25 m beim Demonstrator aus den 1980er zu 4,27 m beim CLEEN Programm vergrößert. Die Druckkräfte, gemessen am maximalen Steigpunkt, haben sich rund 40 % reduziert, was eine erhebliche Verbesserung darstellt. Dieser vergrößerte Durchmesser und die daraus resultierende bessere Druckverteilung haben nicht nur zu einer geringeren Lärmemission beigetragen, sondern zusätzlich auch den Vortriebwirkungsgrad verbessert und so zu einer 2-3 % großen Steigerung der Effizienz geführt. Die um 2-3 Prozentpunkte verbesserte Effizienz wird allerdings durch das erhöhte Gewicht ein wenig gemindert. Diese geringen Verluste könnten in Zukunft durch leichtere Verbundwerkstoffe vermieden werden [3]. Des Weiteren hat der Abstand



zwischen den beiden Rotoren einen Einfluss auf die Lärmemission. Hierzu wird das Verhältnis  $S$  über  $D$  herangeführt, wobei  $S$  der Abstand zwischen der Achse des vorderen Schaufel-Anstellwinkels und der Schaufel-Anstellwinkel-Achse der dahinter liegenden Schaufel ist und  $D$  der Rotorendurchmesser. Prinzipiell wird bei Vergrößerung des Abstandes der Lärm durch die bessere Mischung von Wirbelschleppen reduziert, allerdings wird aufgrund der Stromröhrenkontraktion der Spitzenwirbel nach innen gedrückt und beeinflusst die Lärmbildung wiederum negativ. Hier könnte sogenanntes ‚Rotor Clipping‘ - eine Verkleinerung des Rotorendurchmessers des hinteren Rotors gegenüber dem vorderen Rotor - dem entgegen wirken. Durch das Rotor Clipping wird der Spitzenwirbel des ersten Rotors am hinteren Rotor vorbeigeführt und reduziert somit den Lärm. Es geht aber auch kinetische Energie verloren. Dies mindert den Wirkungsgrad des Triebwerks. Im UDF Projekt wurde mit einem  $S/D$  Verhältnis von 0,28-0,31 gearbeitet. Untersuchungen im CLEEN Programm ergaben ein optimales, sehr ähnliches Verhältnis von 0,27 [3].

Durch die variablen Anstellwinkel der Schaufeln lässt sich die Rotationsgeschwindigkeit der Schaufelspitzen bis zu einem gewissen Maße regulieren. Tendenziell führt eine langsamere Rotationsgeschwindigkeit zu weniger Reibungsverlusten. Aufgrund von Zeitmangel wurden in der ersten Phase des CLEEN Programms keine Tests zu unterschiedlichen Anstellwinkeln der einzelnen Schaufeln durchgeführt [3]. Hier könnte durch eine optimierte Abstimmung der jeweiligen Schaufel-Anstellwinkel eine weitere Verbesserung der Lärmemission sowie der Kraftstoffeffizienz erzielt werden.

Bei der Suche nach einem geeigneten Schaufeldesign stießen die Ingenieure auf Schwierigkeiten in Bezug auf die Ablösung der Strömung an der Profilvorderkante. Um dies zu verhindern, wurde die Wölbung an der Vorderkante vergrößert. Weitere Optimierungen zogen eine generelle Aufdickung des Profils sowie eine Verschiebung der maximalen Profildicke weiter in Richtung Vorderkante mit sich. CFD Simulationen haben gezeigt, dass diese zuvor genannten Optimierungen die Lärmemissionen deutlich verbessert haben und nur 0,5 Prozentpunkte in der maximalen Steig Effizienz eingebüßt werden mussten [3].

Im Rahmen der Phase I des CLEEN Programms war es außerdem nicht möglich, auf eine verbesserte Pylon Struktur für die Triebwerksaufhängung einzugehen und dessen 3D Effekte auf die Strömung des Triebwerks und die Auswirkungen auf Lärm und Kraftstoffeffizienz zu untersuchen. Die erste 5 jährige Phase des CLEEN Open Rotor Programms lieferte vielversprechende Ergebnisse insbesondere hinsichtlich der Lärmemission, welches auch das gesetzte Hauptziel des Projektes war. Auch wenn in dieser Studie nicht groß-

artig auf die Emissionsreduzierung eingegangen wurde, ist dennoch deutlich erkennbar, dass allein eine Treibstoffeinsparung von rund 26 % einen erheblichen Beitrag zur Reduzierung der Schadstoffe leisten kann. Durch weitere Optimierungen des Kerntriebwerks, dessen Anbindung an die Propfans sowie die Anbindung des gesamten Open Rotor Triebwerks am Flugzeug könnten die geforderten Emissionsziele der Gesetzgeber eingehalten werden.

## 3.4 Modernste Open Rotor Konzepte

Etwa zur gleichen Zeit des Beginns der ersten Phase des CLEEN Programms startete das Sustainable and Green Engines (SAGE) Projekt. Das SAGE 2 Projekt wurde aus einem Zusammenschluss vom französischen Luftfahrt Unternehmen Safran, dem britischen Unternehmen GKN Aerospace, den beiden italienischen Technologiefirmen Leonardo und Avio Aero sowie Airbus ins Leben gerufen. In diesem Projekt wurde ebenfalls nach einem zukunftsfähigen Triebwerkskonzept geforscht, wobei sich das Projekt bereits zu Beginn auf das Open Rotor Konzept mit zwei gegenläufig drehenden Propellern konzentrierte. Natürlich konnte man auch hier auf die gewonnen Erkenntnisse der letzten Jahre aufbauen. Deshalb wurden auch in diesem, durch die EU geförderten, Projekt automatisch gesteuerte Schaufel-Anstellwinkel und ein Untersetzungsgetriebe zur optimalen Drehzahl Steuerung von Propeller und Turbine eingesetzt. Auch hier war die Lärmemission die größte Herausforderung. Zur Verringerung der Lärmemission wurde hier ebenfalls eine unterschiedliche Schaufelanzahl von vorderem und hinterem Rotor eingesetzt. Der vordere Rotor wurde mit 12 Schaufeln ausgestattet und der hintere Rotor mit 10 Schaufeln. Ein wesentlicher Unterschied zu den vorherig dargestellten Programmen war aber die unterschiedliche Form der Rotorblätter auf dem ersten Rotor im Vergleich zu den Rotorblättern am achtern-ansässigen Rotor. Auffällig sind die sehr stark gekrümmten Schaufelspitzen (vgl. Abbildung 3.2).

Vermutlich wird aufgrund des deutlich größeren Durchmessers im Vergleich zu heutigen Triebwerken wie das PW1000G, das CFM-LEAP-1 oder das etwas ältere CFM56 ein neues Flugzeugdesign notwendig [17]. Die vielversprechendste Einbauposition scheint laut Safran am Heck zu sein. Dadurch hat das Triebwerk die nötige Bodenfreiheit, welche es bei einer klassischen Konfiguration unter dem Flügel nicht erreichen würde. Zudem bringt es den Vorteil der komplett ungestörten Flügelumströmung mit sich. Die Flügelumströmung würde so nicht mehr durch die Triebwerke gestört werden und könnte



Abbildung 3.2: SAGE 2 Demonstrator eingebaut am Teststand [30]

einen zusätzlichen Beitrag zu Verbesserung der Gesamteffizienz leisten. Es wird aber auch eine andere Leitwerkskonfiguration in Form eines T-Leitwerks nötig. Deshalb wurde gemäß den Anforderungen von Airbus für eine potentielle zukünftige Einbauposition das Triebwerk um 31 Grad gegenüber der Senkrechten am Prüfstand geneigt und an einem flügelähnlichen Pylon (vgl. Abbildung 3.2 grüner Rahmen) montiert. Dieser Pylon soll eine mögliche Triebwerksaufhängung simulieren. Das Lärmniveau des Triebwerks erfüllte nach diesen ersten Tests das Kapitel 14 des Chicagoer Abkommens, welches für Flugzeuge mit einer Zulassung ab 2017 gilt. Allerdings konnte noch keine absolut ideale Einbauposition eruiert werden, weshalb die Triebwerksanbindung am Flugzeug weiterhin eine Schwierigkeit bleibt [9].

Mittlerweile hat CFM, das Joint Venture aus Safran und GE, ein neues Programm ins Leben gerufen - das RISE Programm, welches im Juli 2021 vorgestellt wurde und das SAGE 2 Programm weiterführen soll. Noch hat sich kein Flugzeugprogramm der großen Flugzeughersteller zu diesem Triebwerk bekannt. CFM ist aber optimistisch, dass das Triebwerk spätestens Mitte der 2030er Teil eines neuen Flugzeugprogramms sein wird [11]. Seit den ersten Tests am Bodenprüfstand Ende 2017 wurden weitere Bodentests hinter verschlossenen Türen durchgeführt. Im Verlaufe des RISE Projektes soll der Fokus auf einige bestimmte Aspekte gelegt werden. Zum einen soll die vielversprechendste Triebwerkskonfiguration bestimmt werden. Zur Auswahl stehen unter anderem das der zwei gegenläufig drehenden Rotoren, aber auch das des einzeln drehenden Rotors mit einem dahinter sitzenden Stator. Letztere Konfiguration ist zur Zeit die bevorzugte Wahl,

weil diese einen Gewichts- und Effizienzvorteil gegenüber der mit zwei Rotoren aufweist [27]. Zum anderen soll der Fokus auf leichtere belastbare Werkstoffe gelegt werden. Diese sollen die Möglichkeit schaffen, ein hohes Verdichterdruckverhältnis und einen besseren thermischen Wirkungsgrad zu erzielen. Es soll auch nach einem geeigneten Wärmerückgewinnungssystem gesucht werden. Bis jetzt wurden diese Energierückgewinnungssysteme meist nicht eingesetzt, weil der Effizienzgewinn nicht im Verhältnis zu Effizienzverlusten durch das zusätzliche Gewicht und auch höheren Kosten stand [27].

Ein weiterer wichtiger Aspekt zur Verbesserung der gesamtheitlich betrachteten CO<sub>2</sub> Emission des Triebwerks ist die Fähigkeit, das Triebwerk mit nachhaltigen Energielieferanten zu betreiben. Ein nachhaltiger Energielieferant soll SAF sein. CFM hat sich zum Ziel gesetzt, auch das Triebwerk, welches aus dem RISE Programm entstehen soll, so zu gestalten, dass es mit SAF einsetzbar ist [27] und [13]. Ein anderer Energielieferant, welcher weitreichend diskutiert wird, ist die Batterie beziehungsweise das elektrisch angetriebene Triebwerk. Hier gibt es aber zwei wesentliche Herausforderungen. Die eine liegt in der Batterie selbst. Diese ist im Vergleich zu Kerosin, bei gleicher theoretisch nutzbarer Energie, deutlich schwerer und somit ungeeignet für Lang- und Mittelstreckenflüge. Auf Kurzstrecken innerhalb Europas bleibt die Batterie dennoch eine Alternative, mit der sich unter anderem das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) intensiv beschäftigt. Die zweite Herausforderung in Bezug auf die Elektrifizierung des Triebwerks besteht in der Infrastruktur. Würden alle Flugzeuge, die es zur Zeit auf der Welt gibt, mit Elektrizität angetrieben werden, so müsste die gesamte Welt 23 % mehr Strom erzeugen als es heute der Fall ist [12]. Zudem werden seltene Erden und Rohstoffe für die Batterieherstellung benötigt, welche zum Teil nur begrenzt verfügbar sind und unter fragwürdigen Arbeitsbedingungen gefördert werden müssen [29]. Allerdings liegt es auf der Hand, dass es nur Sinn macht, Strom aus erneuerbaren Energien zu nutzen. Es bleibt außerdem offen, wer diese hohen Investitionskosten tragen würde.

Darüber hinaus beschäftigt sich das RISE Programm ebenfalls mit unterschiedlichen Einbaupositionen. Wie bereits beim UDF Programm aus den 1980er ist laut CFM die vielversprechendste weiterhin die am Heck der Fuselage. Durch die fehlende Ummantelung der Rotoren beziehungsweise des Rotors ist das Triebwerk um einiges leichter als Triebwerke der konventionellen Turbofanbauart und ermöglicht so erst den Einbau am Heck. Eine andere mögliche Einbauposition ist unter dem Flügel. Vermutlich wird dies aber bei einer klassischen Tiefdeckerkonfiguration aufgrund der nötigen Bodenfreiheit nicht möglich sein. Aus diesem Grund wäre auch bei diesem Triebwerkskonzept eine

mögliche Einbauposition unter dem Flügel eines Hochdeckers denkbar [27].

Eine weitere, noch nicht berücksichtigte Herausforderung wird die Zulassung und Zertifizierung eines solchen Triebwerks sein. Es handelt sich hierbei um ein ausgesprochen komplexes und zudem neues Triebwerkskonzept. Es kann also nur bedingt auf Erfahrungswerte zurückgegriffen werden. Die automatische Verstellung der Schaufel-Anstellwinkel, die Einbauposition, die komplizierte Propellergeometrie oder ein geeigneter Deicing Mechanismus sind nur einige der wichtigen Zertifizierungsfragen, die sich Ingenieure von Safran und Airbus stellen müssen [21]. Außerdem müssen wichtige Fragen in Bezug auf Materialversagen geklärt werden. Insbesondere in Bezug auf eine Beschädigung der Schaufeln. Das eventuelle Lösen von einer oder mehreren Schaufeln könnte zur Beschädigung des T-Leitwerks führen oder im schlimmsten Fall zur Beschädigung der Rumpfstruktur und der Druckkabine. Es werden also voraussichtlich konstruktive Schritte nötig, um den Sicherheitsstandards gerecht zu werden. Hier könnten Erfahrungswerte, welche man bei Turboprop Triebwerken gemacht hat, Abhilfe leisten [17]. Zudem steht noch nicht fest, unter welche Certification Specifications (CS) der EASA ein solches Triebwerk fallen würde. Vermutlich müsste hier eine neue Kategorie erstellt werden beziehungsweise eine Kombination der beiden CS Richtlinien CS-Engines (CS-E) und CS-Propellers (CS-P) entstehen.

Im Juli 2022 verpflichteten sich GE, Safran und Airbus Ende der 2020er, ein Flugtest Programm auszuarbeiten, welches die Effizienzverbesserung von mindestens 20 % validieren soll. Des Weiteren soll die vorher festgelegte Kompatibilität mit 100 % SAF überprüft werden [28].

Es bleibt also noch abzuwarten, ob die vielen sehr vielversprechenden Untersuchungen der letzten Jahrzehnte zu einem hocheffizienten und gleichzeitig leisen Open Rotor Triebwerk führen. Falls dies der Fall ist, wird das Open Rotor Konzept vermutlich Mitte der 2030er bei den ersten Flugzeugen im Einsatz sein.

## 3.5 Counter Rotating Integrated Shrouded Propfan

Im nachfolgenden wird das Counter Rotating Integrated Shrouded Propfan (CRISP) Projekt vom DLR vorgestellt. Das Projekt ist eine Zusammenarbeit vom DLR und dem deutschen Triebwerkshersteller MTU und kann in zwei Phasen unterteilt werden. Die

erste Phase (CRISP I) lief von 1985 bis 2000, die zweite Phase begann im Jahr 2010. Es ist den zuvor vorgestellten Konzepten sehr ähnlich, unterscheidet sich aber in einem wesentlichen Aspekt von den anderen. Im CRISP Projekt verspricht man sich einen größeren Erfolg insbesondere in Bezug auf die Lärmemission durch die Ummantelung der beiden gegenläufig drehenden Rotoren. Hier sind beide Rotoren mit jeweils 10 Schaufeln ausgestattet. Die Gegenläufigkeit ermöglicht eine drallfreie Abströmung, weshalb keine Statoren notwendig sind und wird mittels eines Planetenradgetriebes umgesetzt. Durch die zwei gegenläufig drehenden Rotoren kann das Bypassverhältnis erhöht werden ohne dass der Rotorendurchmesser für einen Einbau unter dem Flügel zu groß wird. Die Projektleitung verspricht sich durch das höhere Nebenstromverhältnis und die daraus resultierende geringe Luftstrahlgeschwindigkeit am Düsenaustritt eine erhebliche Lärmreduzierung. Die Schaufeln der Rotoren sind ebenfalls in ihrem Anstellwinkel verstellbar und ermöglichen so eine Schubumkehr bei einer Landung. Dies macht gleichzeitig den Bedarf für gesonderte Komponenten für die Schubumkehr obsolet und spart so Gewicht ein [22].

Die Vorteile einer Ummantelung der Rotoren gegenüber einem Open Rotor Konzept sehen die Beteiligten in der verringerten Nahfeld-Lärmausbreitung. Im Gegensatz zum offenen Propfan können durch die Ummantelung auch die äußersten Schaufelspitzen effizient zur Energieübertragung eingesetzt werden (vgl. Abbildung 3.3). Für eine weitere Lärmreduzierung könnten lärmschluckende Materialien für die Ummantelung eingesetzt werden. Wie in vorherigen Kapiteln bereits deutlich gemacht, verliert das Triebwerk durch die Ummantelung an Effizienz. Der kleinere Vortriebwirkungsgrad wurde aber bewusst in Kauf genommen, um die Lärmemission möglichst gering zu halten [22].

Des Weiteren haben hintereinander liegende, gegenläufig drehende Rotoren mit kleinem Nabenverhältnis den Vorteil, dass sie aerodynamisch vorteilhaft sind. Durch die geringere aerodynamische Versperrung kann ein größerer Massendurchsatz als bei einem Turbofan erzielt werden. Am Ende der ersten Phase des CRISP Programms wurden die Kosten für ein Triebwerk auf rund 30-40 % höher als ein zu dem Zeitpunkt aktuelles Turbofantriebwerk geschätzt. Der Preis der Triebwerke macht bei einem Flugzeug rund 20 % des Gesamtpreises aus, weshalb ein deutlich teures Triebwerk definitiv große Kostenvorteile für die Unterhaltung und Wartung vorweisen muss [12]. Weil der Kerosinverbrauch einer der größten Kostenpunkte im alltäglichen Betrieb von Airlines ist, könnte eine Kraftstoffersparung von 20 % die höheren initialen Investitionskosten allerdings rechtfertigen.

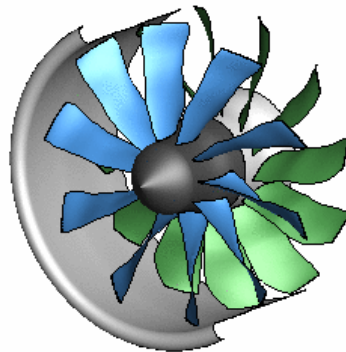


Abbildung 3.3: Counter Rotating Shrouded Propfan [6]

Die zweite Phase des CRISP Programms startete 2010 und baute auf den Ergebnissen aus der ersten Phase auf. Grundsätzlich änderte sich am Triebwerksaufbau nichts. Es kamen weiterhin zwei gegenläufige Rotoren sowie eine Ummantelung zum Einsatz. CRISP II soll die physikalischen Grenzen auswerten, um bei maximaler Axialmachzahl, minimalem Nabenverhältnis und variablem Bypassverhältnis den Fandurchmesser minimal zu halten. Wie auch im SAGE 2 Projekt von Safran wird im CRISP II auf Kohlenstofffaser-verstärkter Kunststoff (CFK) als Material für die Schaufeln gesetzt. Durch den Einsatz von CFK haben die Ingenieure maximalen Spielraum beim Design der Schaufelgeometrie.

Es liegen noch keine öffentlich zugängliche Berichte zur zweiten Phase des CRISP Projektes vor, weshalb zu diesem Zeitpunkt keine Aussagen über den Erfolg getroffen werden können.

## 4 Zusammenfassung/Fazit

Im Verlauf der Arbeit wurden zwei zukunftsfähige Triebwerkkonzepte untersucht: das UHBR Triebwerk und das Open Rotor Triebwerk. Beide zielen auf eine möglichst hohe Kraftstoffeffizienz sowie eine geringe Lärm- und Schadstoffemission ab. Ziel der Arbeit war es, die Konzepte auf deren konstruktive Herausforderungen und Lösungen sowie deren historische Entwicklung zu untersuchen. Beide Konzepte sollten insbesondere in Bezug auf das Bypassverhältnis und den Vortriebwirkungsgrad analysiert werden. Im Verlauf der Arbeit ist deutlich geworden, dass die Erhöhung des Bypassverhältnisses eine wichtige Maßnahme zur Verbesserung des Vortriebwirkungsgrades ist. Dieser ist ein wichtiger Indikator für die Effizienz eines Triebwerks. Baulich bedingt werden maximale Bypassverhältnisse von 20:1 eines UHBR Triebwerks bei einer klassischen Flugzeugkonfiguration gesehen. Darüber hinaus werden neue Flugzeugkonfigurationen notwendig. Des Weiteren stellte sich bei der Untersuchung beider Konzepte ein Getriebe als sehr vielversprechend heraus. Der Einsatz eines Getriebes ermöglicht einen Drehzahl optimierten Betrieb. Dieser Vorteil wurde durch die Betrachtung der vereinfachten Schubformel deutlich. Eine langsamere Fandrehzahl begünstigt beide Konzepte hinsichtlich derer Lärmemission. Sowohl beim UHBR Triebwerk als auch beim Open Rotor Triebwerk wurden weitere konstruktive Lösungen zur Lärmminimierung vorgestellt. Im Verlauf der Arbeit wurde ebenfalls deutlich, dass beide Konzepte versuchen, möglichst leichte und langlebige Module zu integrieren. Leichte Materialien sind vor allem bei UHBR Triebwerken aufgrund sehr großer Ummantelungen der Fans äußerst wichtig. Zudem wirken sich langlebige Materialien positiv auf die Langlebigkeit und benötigten Wartungsintervalle aus, sodass die TOW maximiert werden kann. Sowohl das vorgestellte LEAP UHBR Triebwerk von CFM als auch das PW1000G UHBR Triebwerk von Pratt & Whitney findet bereits Anwendung in der kommerziellen Luftfahrt und leistet somit einen Beitrag zum net zero CO<sub>2</sub> Emissionsziel 2050. Das Open Rotor Triebwerk wird zur Zeit noch nicht eingesetzt. Es wird aber erwartet, dass es Mitte der 2030er zum Einsatz kommen wird, um so einen weiteren Schritt in Richtung net zero Emissionen zu gehen.



# Literaturverzeichnis

- [1] ALAIN DEPITRE, DGAC - FRANCE (Hrsg.) ; ICAO (Veranst.): *Session 2: EPNdB Metric*. Bangkok, November 2006. (Noise Certification Workshop)
- [2] ARBEITSGEMEINSCHAFT DEUTSCHER VERKEHRSFLUGHÄFEN (ADV): *Dezibel (dB)*. <https://www.adv.aero/randomizer/dezibel-db/>. 2021. – - zuletzt aufgerufen am: 10.10.2022
- [3] BARRETT, Jack: Open Rotor Engine Aeroacoustic Technology Final Report / General Electric für Federal Aviation Administration. 2013. – Forschungsbericht
- [4] CFM INTERNATIONAL: *The LEAP Engine Family*. <https://www.cfmaeroengines.com/engines/leap/>. 2022. – - zuletzt aufgerufen am: 27.10.2022
- [5] D. KOŽULOVIĆ & D. NERGER: *Flugzeugtriebwerke 1*. Skript, Wintersemester 2021/22 . 2021
- [6] DEUTSCHES ZENTRUM FÜR LUFT- UND RAUMFAHRTTECHNIK: *CRISP Rotor*. [https://www.dlr.de/ae/Portaldata/21/Resources/images/abteilungen/AE\\_experimente/Michael.gif](https://www.dlr.de/ae/Portaldata/21/Resources/images/abteilungen/AE_experimente/Michael.gif). unbekannt. – - zuletzt aufgerufen am: 01.11.2022
- [7] DILBA, Denis: High-Bypass-Triebwerke der Zukunft. In: *Aeroreport* (2018), Februar
- [8] E. MERKL, MTU AERO ENGINES AG (Hrsg.): *UHBR Aero Engines, Technologien für die nächste Triebwerksgeneration (ENOVAL)*. 2016. (Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress)
- [9] EBNER, Ulrike: Open Rotor. In: *Flugrevue* (2018), Februar
- [10] EBNER, Ulrike: Einen Gang hochgeschaltet. In: *Flugrevue* (2021), Mai
- [11] EBNER, Ulrike: Zweite Luft für den Open Fan. In: *Flugrevue* (2021), November

- [12] EPSTEIN, Alan: *Aircraft Propulsion in Focus*. Vortrag, Januar 2018 . 2018. – Zürich: Global Power & Propulsion Society, Forum
- [13] GATES, Dominic: GE and Safran tout new ‘open rotor’ engine future for sustainable aviation. In: *The Seattle Times* (2021), Juni
- [14] GEMEINSCHAFT FÜR FORSCHUNG UND ENTWICKLUNG (CORDIS): *Final Report Summary - ENOVAL (Engine Module Validators)*. <https://cordis.europa.eu/project/id/604999/reporting/de>. 2019. – - zuletzt aufgerufen am: 08.10.2022
- [15] GEMEINSCHAFT FÜR FORSCHUNG UND ENTWICKLUNG (CORDIS): *Europäische Luftfahrtindustrie auf dem Weg zu mehr Wettbewerbsfähigkeit und Nachhaltigkeit*. <https://cordis.europa.eu/article/id/428903-keeping-europe-s-aviation-industry-on-the-path-towards-competitiveness-and-sustainability/de>. 2021. – - zuletzt aufgerufen am: 06.10.2022
- [16] GEMEINSCHAFT FÜR FORSCHUNG UND ENTWICKLUNG (CORDIS): *Engine Module Validators*. <https://cordis.europa.eu/project/id/604999/de>. 2022. – - zuletzt aufgerufen am: 07.10.2022
- [17] GEORGILIDAKIS, Spyros: *Safran Open Rotor - The next engine design leap?* <https://mentourpilot.com/safran-open-rotor-the-next-engine-design-leap/>. 2021. – - zuletzt aufgerufen am: 27.10.2022
- [18] GULFSTREAM AEROSPACE CORPORATION: *G800 gaining altitude while flying next to a seaside mountain range*. <https://www.gulfstream.com/en/aircraft/gulfstream-g800/>. 2022. – - zuletzt aufgerufen am: 28.10.2022
- [19] KJELGAARD, Chris: *CFM Confident Leap Production Can Catch Up Soon*. <https://www.ainonline.com/aviation-news/aerospace/2018-07-04/cfm-confident-leap-production-can-catch-soon>. 2018. – - zuletzt aufgerufen am: 28.10.2022
- [20] KS: GTF Advantage fliegt an A320neo. In: *Flugrevue* (2022), Mai
- [21] LEBRUN, Arnaud (Hrsg.) ; Aerospace Technology Congress (Veranst.): *Open-Rotor engines - Architectures & Full demonstrator by Safran*. Oktober 2019
- [22] MTU AERO ENGINES AG: CRISP-Modell im Windkanal. In: *mtu heute* (1988), April

- [23] MTU AERO ENGINES AG: *Neues EU-Technologieprogramm ENOVAL gestartet.* <https://www.mtu.de/de/newsroom/presse/pressearchiv/presse-archiv-detail/neues-eu-technologieprogramm-enoval-gestartet/>. 2013. – - zuletzt aufgerufen am: 27.10.2022
- [24] MUNICH PLANESPOTTER: *Closeup of the Pratt & Whitney PW1000G of Lufthansa's A320neo.* <https://www.instagram.com/p/BwSADgIhjSx/?igshid=c0culyqcmqla>. 2019. – - zuletzt aufgerufen am: 28.10.2022
- [25] RAYTHEON TECHNOLOGIES CORPORATION, PRATT & WHITNEY DIVISION: *Pratt & Whitney GTF Engine.* <https://prattwhitney.com/products-and-services/products/commercial-engines/pratt-and-whitney-gtf>. 2020. – - zuletzt aufgerufen am: 27.10.2022
- [26] ROY D. HAGER & DEBORAH VRABEL: *Advanced Turboprop Project / NASA, Lewis Research Center.* 1988. – Forschungsbericht
- [27] SCHUURMAN, Richard: *CFM commits to open rotor with RISE program.* <https://airinsight.com/cfm-commits-to-open-rotor-with-rise-program/>. 2021. – - zuletzt aufgerufen am: 27.10.2022
- [28] SORET, Charles: *Airbus and CFM International launch a flight test demonstrator for advanced open fan architecture.* <https://www.safran-group.com/pressroom/airbus-and-cfm-international-launch-flight-test-demonstrator-advanced-open-fan-architecture-2022-07-19>. 2022. – - zuletzt aufgerufen am: 27.10.2022
- [29] STEINKE, Sebastian: *Mehr Nachhaltigkeit durch alternative Antriebe.* In: *Flugrevue* (2022), August
- [30] STÉPHANE CUEILLE: *What does the future hold in store for the Open Rotor?* <https://www.safran-group.com/news/what-does-future-hold-store-open-rotor-2019-03-28>. 2019. – - zuletzt aufgerufen am: 01.11.2022
- [31] UNITED STATES GOVERNMENT WORK: *A U.S. Air Force C-17 Globemaster III T-1 cargo aircraft flies over Owens Valley, Calif., March 22, 2007.* <https://www.flickr.com/photos/usairforce/6211172589/in/photostream/>. 2007. – - zuletzt aufgerufen am: 28.10.2022
- [32] WIKIPEDIA: *Pratt & Whitney PW1000G.* [https://de.wikipedia.org/wiki/Pratt\\_%26\\_Whitney\\_PW1000G](https://de.wikipedia.org/wiki/Pratt_%26_Whitney_PW1000G). 2022. – - zuletzt aufgerufen am: 27.10.2022

- [33] ZVEREVA, Anna: *Airbus (Carbon Livery), F-WLXV, Airbus A350-1041*. <https://www.flickr.com/photos/130961247@N06/44235042192/>. 2018. -- zuletzt aufgerufen am: 28.10.2022

## **Erklärung zur selbstständigen Bearbeitung einer Studienarbeit**

Gemäß der Allgemeinen Prüfungs- und Studienordnung ist zusammen mit der Studienarbeit eine schriftliche Erklärung abzugeben, in der der Studierende bestätigt, dass die Studienarbeit „— bei einer Gruppenarbeit die entsprechend gekennzeichneten Teile der Arbeit [(§ 18 Abs. 1 APSO-TI-BM bzw. § 21 Abs. 1 APSO-INGI)] — ohne fremde Hilfe selbständig verfasst und nur die angegebenen Quellen und Hilfsmittel benutzt wurden. Wörtlich oder dem Sinn nach aus anderen Werken entnommene Stellen sind unter Angabe der Quellen kenntlich zu machen.“

*Quelle: § 16 Abs. 5 APSO-TI-BM bzw. § 15 Abs. 6 APSO-INGI*

Dieses Blatt, mit der folgenden Erklärung, ist nach Fertigstellung der Studienarbeit durch den Studierenden auszufüllen und jeweils mit Originalunterschrift als letztes Blatt in das Prüfungsexemplar der Studienarbeit einzubinden.

Eine unrichtig abgegebene Erklärung kann -auch nachträglich- zur Ungültigkeit des Studienabschlusses führen.

## **Erklärung zur selbstständigen Bearbeitung der Arbeit**

Hiermit versichere ich,

Name: Engling

Vorname: Matthias

dass ich die vorliegende Studienarbeit – bzw. bei einer Gruppenarbeit die entsprechend gekennzeichneten Teile der Arbeit – mit dem Thema:

### **Zukunftsfähige Triebwerkskonzepte - Untersuchung von Ultra-High-Bypass-Ratio Triebwerken und Open Rotor Konzepten**

ohne fremde Hilfe selbständig verfasst und nur die angegebenen Quellen und Hilfsmittel benutzt habe. Wörtlich oder dem Sinn nach aus anderen Werken entnommene Stellen sind unter Angabe der Quellen kenntlich gemacht.