

ANGEPASSTE FLUGZEUGKONFIGURATIONEN FÜR DIE ENERGIEEFFIZIENTE OPEN-ROTOR INTEGRATION AUF ZUKÜNFTIGEN KURZSTRECKEN-VERKEHRSFLUGZEUGEN

M. C. Schwarze, Munich, DE; Thomas Zold, Stockholm, SE
renew.innovation@email.de

Zusammenfassung

In diesem Beitrag werden bisherige Open – Rotor Architekturen auf ihre Schwächen hinsichtlich der Integration an Kurzstreckenverkehrsflugzeugen, insbesondere in Bezug auf Rotor Burst und Lärm betrachtet. In Folge wird eine neue, aufeinander abgestimmte Triebwerks- und Flugzeugkonfiguration entwickelt, die mit Blick auf die bisherigen Herausforderungen Lösungsmöglichkeiten darstellen kann und darüber hinaus das Potential hat, die Kraftstoffeffizienz signifikanter zu reduzieren als dies von bisherigen Konfigurationen insgesamt bekannt ist. Mit einer Missionsrechnung wird abschließend validiert, dass sich die Einsparungen im Missionskraftstoff im sicheren zweistelligen Bereich bewegen und somit von ihrer Tendenz her mit den ACARE Zielen in Einklang zu bringen sind.

1 EINLEITUNG

Nach wie vor besteht für Gesellschaft und Konzerne unverändert der Bedarf an energieeffizienten d.h. kraftstoffverbrauchsarmen Kurzstreckenverkehrsflugzeugen, die zugleich im Sinne einer lärm- und emissionsarmen Operation zuverlässig betrieben werden können. In der Zeitspanne vom kommerziellen Durchbruch der Verkehrsluftfahrt in den 50er Jahren bis hin zum Jahre 2000 ist es bei Verkehrsflugzeugen insgesamt gelungen, den Kraftstoffverbrauch pro 100 Pkm um 70% zu senken [1,S.1]. Dabei wurden etwa 2/3 der Kraftstoffeinsparung durch eine verbesserte Triebwerkstechnologie [2], der Rest durch ein niedrigeres Gewicht des Flugzeuges und durch seine verbesserte aerodynamische Auslegung erreicht.

Auch für die Zukunft besteht weiterhin die Absicht, den Kraftstoffverbrauch von Verkehrsflugzeugen ganz signifikant zu senken und die Umweltauswirkungen im Betrieb weiterhin zu verbessern. Als die vielleicht wichtigsten Ziele innerhalb der Selbstverpflichtung der Luftfahrtindustrie in dem Rahmenabkommen Vision 2020 stehen hierbei fest, bei Flugzeugen, die 2020 in Betrieb gehen, den Kraftstoffverbrauch, respektive den CO₂ Ausstoß, bis 2020 um 50% zu reduzieren, die NO_x Emissionen um 80% und den Lärm um -50dB zu senken [3]. Flightpath 2050 als weitere Vereinbarung für die fernere Zukunft geht über diese ambitionierten Ziele noch weiter hinaus [7].

Mit Blick auf die heute verfügbaren und mittelfristig anwendbaren Technologien ist für die absehbare Zukunft derzeit keine Triebwerksarchitektur absehbar, die vollständig allein die für die Triebwerke geforderte Kraftstoffreduktion von 20% vollständig aufbringen könnte [1, S.3]. Damit rückt auch die anvisierte Kraftstoffreduktion für das Gesamtflugzeug von 50% zunächst in absehbare Ferne. Auf der Gesamtflugzeugebene wird damit gerechnet, dass Gewichtserleichterungsmaßnahmen bei Kurz- und Mittelstreckenmaschinen bis zum Jahre 2020, realistisch betrachtet, zu etwa zu 10% Kraftstoffreduktion führen [1,S.20], sowie eine verbesserte Aerodynamik des Flugzeuges zu weiteren 10-12 Prozentpunkten beitragen könn-

ten [1,S.3]. Als Referenz für die anvisierten Ziele gilt dabei bei Triebwerk und Flugzeug der Technologiestand aus dem Jahre 2000. Bevor innerhalb dieser Veröffentlichung neue und zukünftig mögliche Technologie- und Antriebslösungen mit ihrer Integration in das Gesamtflugzeug vorgestellt und diskutiert werden, soll zum besseren Verständnis ein kurzer Blick auf die wesentlichen technologischen Entwicklungen der bisherigen und zukünftig möglichen Triebwerkstechnologie geworfen werden, die für den Großteil der bis heute erreichten Kraftstoff- und Lärmreduzierung verantwortlich zeichnet [2].

2 VERBRAUCHSREDUKTION BEI HEUTIGEN TURBOFANTRIEBWERKEN

Die Mehrzahl der heute mehr als 20000 weltweit in Betrieb befindlichen Verkehrsflugzeuge werden aktuell durch zeitgemäße Turbofan-Mantelstromtriebwerke angetrieben. Der Durchbruch zu kraftstoffeffizienteren Triebwerken gelang in der Vergangenheit mit der Entwicklung der Nebenstrom- oder Mantelstromtriebwerke, hervorgehend aus den Einstromtriebwerken. Nebenstromtriebwerke ermöglichen es hierbei, einen Großteil des durch das Triebwerk strömenden Luftmassenstroms mit vergleichsweise niedriger Strömungsgeschwindigkeit durch einen Fan um den Triebwerkskern herum zu führen. Der Fan, der zur Beschleunigung des Großteils des Massenstroms und somit auch zu einem Großteil der Schuberzeugung beiträgt, wird dabei von der Kernturbine im Hauptstrom angetrieben. Diese entnimmt dem Fluid dazu mechanische Arbeit und führt diese dem Fan über eine Welle mechanisch zu. Schub als Kraft ist physikalisch definiert als eine Änderung des Impulses. Bei der Schuberzeugung wiederum kann diese Änderung des Impulses und die Erzeugung eines bestimmten gewünschten Schubes zum einen prinzipiell durch die Beschleunigung eines relativ kleinen Massenstroms mit einer hohen Geschwindigkeitsänderung erfolgen. Dies bewirkt im Austrittstrom eine hohe Strahlgeschwindigkeit und damit vergleichsweise hohen Strahl-lärm. Diese Art der Vortriebserzeugung ist vor allem zum

Erreichen hoher Fluggeschwindigkeiten, etwa bei Düsenjägern, geeignet. Zum anderen kann dasselbe Schublevel auch dadurch erreicht werden, dass einem recht großer Massenstrom eine relativ kleine Geschwindigkeitserhöhung erteilt wird. Diese Variante führt über einen hohen Vortriebswirkungsgrad zu einer erhöhten Kraftstoffeffizienz bei vergleichsweise niedriger Fluggeschwindigkeiten unterhalb von Ma 0.9 und ist deshalb gut geeignet für den wirtschaftlichen Antrieb von Verkehrsflugzeugen.

In einem modernen Turbofanmantelstromtriebwerk treten beide Möglichkeiten der Schuberzeugung in Kombination auf, wobei die Schuberzeugung durch einen großen Massenstrom generell, und mit zunehmendem Nebenstromverhältnis des Triebwerkes, noch mehr dominiert. Im Kernstrom wird ein nur geringer Luftmassenstrom mit einer vergleichsweise hohen Geschwindigkeit beschleunigt und erzeugt durch die Düse austretend primär Schub durch Geschwindigkeitserhöhung. Im Nebenstrom dagegen wird der überwiegende Teil des Gesamtluftmassenstroms des Triebwerkes durch den Fan mit nur niedriger Geschwindigkeit beschleunigt, d.h., hier findet Schuberzeugung primär durch die Bewegung eines großen Luftmassenstroms bei nur geringer zusätzlicher Geschwindigkeiterteilung statt. Dabei wird das Verhältnis aus dem Luftmassenstrom im Nebenstrom und dem Luftmassenstrom im Kernstrom als Nebenstromverhältnis oder By-pass Ratio (BPR) bezeichnet.

In modernen Turbofantriebwerken erzeugt der Nebenstrom den ganz überwiegenden Hauptteil des Schubes und hüllt als sogenannter "kalter" Strahl den "heißen" und „schnellen“ Strahl des Kernstromes ein, was in der Außenwahrnehmung im Vergleich zu Einstromtriebwerken als merkbare Lärminderung wahrnehmbar ist. Erzielte Verbesserungen im spezifischen Kraftstoffverbrauch sind in der Vergangenheit zum überwiegenden Teil auf eine Erhöhung des Nebenstromverhältnisses zurückzuführen. Anstrengungen zielen hier auch für die Zukunft darauf, das Nebenstromverhältnis dieser Triebwerke weiter zu steigern. Mit weiter steigendem Einfluss des Nebenstroms, der auslegungsgemäß langsam strömt, sinkt auch die relevante Geschwindigkeitserhöhung des Fluids Δv_i , die zusammen mit dem Massenstrom zur Schuberzeugung insgesamt für das Flugzeug notwendig ist, ab. Zur Erzeugung dieser, dann insgesamt niedrigen Geschwindigkeitserhöhung Δv_i im Fluid, wird damit ein nun niedrigeres Druckgefälle im vortriebserzeugenden Fan benötigt. Das Verhältnis aus Druck unmittelbar stromabwärts des Fans und unmittelbar stromaufwärts des Fans wird als Fandruckverhältnis oder als Fan-Pressure Ratio (FPR) bezeichnet. Zusammenfassend erfolgt das Erreichen eines bestimmten Schublevels bei erhöhtem Nebenstromverhältnis mit einem niedrigeren Fandruckverhältnis (FPR). Damit erfährt das Fluid insgesamt eine geringere Geschwindigkeitserhöhung, was wiederum den Vortriebswirkungsgrad steigert. Der Vortriebswirkungsgrad ist hierbei nach dem Zusammenhang (1) [4, S. 313] definiert, wobei er die erteilte Geschwindigkeitserhöhung des Triebwerks in Relation zur Fluggeschwindigkeit c_0 setzt.

$$\eta_{VOR} = \frac{2 \cdot c_0}{c_0 + c_j} \quad (1)$$

Wird stellvertretend nur ein einzelner Fan zum Vortrieb betrachtet, dann ergibt sich $c_j = c_0 + \Delta v_i$ als die Geschwindigkeit fernab stromabwärts des Triebwerkes. Von der gesamten Geschwindigkeitserhöhung Δv_i des Triebwerks wird nach der Strahltheorie die Hälfte der Ge-

schwindigkeitserhöhung direkt in der Rotorebene erreicht, während sich die zweite Hälfte nachfolgend im Nachlauf einstellt.

$$B_s = \frac{c_0}{\eta_{TH} \eta_{VOR} H_U} \quad (2)$$

Mit einem gesteigerten Vortriebswirkungsgrad vermindert sich gemäß (2) [4, S.319] auch gegenproportional der spezifische Brennstoffverbrauch. Dadurch ergibt sich als Folge ein geringerer Missionstreibstoff und eine erhöhte Kraftstoffeffizienz.

Durch die gesunkene Geschwindigkeitserhöhung Δv_i fällt auch der Massenstrom durch das Triebwerk über den näherungsweisen Zusammenhang $m = 0,5 \cdot (c_0 + \Delta v_i) \cdot A_{PROP}$ ab. A_{PROP} bezeichnet hier die wirksame Schubfläche des Triebwerks, die zum Beispiel ein Fan oder ein Propeller darstellen kann. Als zunächst unerwünschte Konsequenz ergibt sich ein niedriger spezifischer Schub, also ein niedrigerer erzeugter Schub des Triebwerks, bezogen auf seinen Luftmassenstrom. Zur Erzeugung eines bestimmten Sollschublevels bei gewünscht hoher Effizienz muss daher mit einer Vergrößerung der Eintrittsfläche bzw. der wirksamen Schubquerschnittsfläche der Triebwerksluftmassenstrom erhöht werden. Mit steigendem Eintrittsmassenstrom fällt somit zugleich auch der Fan in seinem Durchmesser größer aus.

2.1 Herausforderungen bestehender Turbofantriebwerke

Mit steigendem Fan-Durchmesser fällt auch die Triebwerksgondel in ihren Abmessungen mit steigendem Nebenstrom und erhöhter Vortriebseffizienz zwingend größer aus. Die größere Triebwerksgondel sorgt mit ihrer gesteigerten bespülter Oberfläche und Interferenzwirkung für einen höheren Widerstand [1, S.20]. Hierbei gilt näherungsweise, dass der Widerstand der Fangondel mit dem Quadrat des Fandurchmessers zunimmt [5; 1, S.28]. Zusätzlich verursacht der Fan selbst im Flug einen Eigenwiderstand, der mit seinem Durchmesser ebenfalls zunimmt. Je nachdem, wo dieser Widerstand im Sinne eines „Book-keepings“ bilanzierend verbucht wird, steigt dadurch entweder der Gesamtwiderstand des Flugzeuges, oder es sinkt der Fan- oder Vortriebswirkungsgrad ab. Durch diesen Sachverhalt ergibt sich bei einem Mantelstromtriebwerk eine kritische Fanggröße, respektive ein zugehöriges kritisches Nebenstromverhältnis, ab dem der zusätzliche Widerstand von Fan und Gondel den durch eine Erhöhung des Nebenstromverhältnisses erreichte Verbesserung im spezifischen Brennstoffverbrauch aufzehrt [1, S.]. Ausgehend von dieser Grenze ist dann bei einer weiteren Steigerung des Nebenstromverhältnisses mit einer niedrigen Effizienz und einem erneut steigendem Kraftstoffbedarf zu rechnen. Heutzutage werden im Flugbetrieb auf der Langstrecke mit konventionellen Turbofantriebwerken bereits Nebenstromverhältnisse von 1:11 erreicht [1].

Ein weiteres Problem besteht bei steigendem Nebenstromverhältnis darin, das Triebwerk mit seinem größerem Durchmesser am Flugzeug zu integrieren. Bei der Mehrzahl der heutigen Verkehrsflugzeuge wird das Triebwerk konfigurativ unter den Flügel angebracht. Aus Sicherheitsgründen ist dabei eine bestimmte Bodenfreiheit der Triebwerksgondel zum Boden einzuhalten. Mit steigendem Nebenstromverhältnis, respektive Fandurchmesser, ist bei Berücksichtigung des Sicherheitsabstandes eine größere Integrationshöhe am Flugzeug zwischen Boden und Flü-

gel notwendig. Diese bleibt allerdings in der Praxis meistens begrenzt, beispielsweise durch die strukturelle Flügelanbindung und den Flügelkasten, welcher bei einem ebenen Passagiertraumboden unterhalb von eben diesem verlaufen muss. Bei der Boeing 737 tritt dieser Sachverhalt, historisch konstruktiv bedingt, besonders zu Tage. Zwar helfen hier angepasst neue konstruktive Methoden wie die Ausführung des Flügels als „gull wing“ eingeschränkt weiter, doch bleibt die Einbauhöhe generell geometrisch begrenzt. Eine weitere Erhöhung der verfügbaren Einbauhöhe würde darüber hinaus eine Verlängerung der Fahrwerksbeine erfordern, die allerdings zu einem hohen Gewichtszuwachs führen würde, welcher den verbesserten Kraftstoffverbrauch unvorteilhaft abschwächen würde.

Darüberhinaus steigt proportional zum wachsenden Fandurchmesser bei vergleichbarer Winkelrotationsgeschwindigkeit die erreichte Umfangsgeschwindigkeit an den Fan-Spitzen, wobei bei höher-kritischen Werten hier die Gefahr besteht, dass die Effizienz des Fans herabgesetzt wird und der an den Blattspitzen erzeugte Lärm unakzeptabel ansteigt. Bei heutigen modernen Triebwerken liegen diese Ma-Zahlen mit bis zu 1,4 [1.] im überkritischen Bereich.

3 MODERNE UND ZUKÜNFTIGE, INNOVATIVE TRIEBWERKSARCHITEKTUREN

3.1 Getriebefan

Beim Getriebefan oder Geared Turbofan GTF wird der Fan durch ein Untersetzungsgetriebe von der Drehzahl der Antriebs- und Turbinenwelle entkoppelt. „Dies ist erforderlich, da der Fan einen hohen Wirkungsgrad bei niedrigen, die Niederdruckturbine jedoch erst bei sehr hohen Drehzahlen erreicht,“ [1,S.31]. Durch die niedrigere Drehgeschwindigkeit des Fans wird die Blattspitzenmachzahl des Fans niedrig gehalten und seine Komponenteneffizienz erhöht. Das Triebwerk kann auf ein niedrigeres Fandruckverhältnis ausgelegt werden, wodurch das Fluid im Nebenstrom weniger stark beschleunigt wird. Als Konsequenz lassen sich höhere Vortriebwirkungsgrade und ein niedriger schubspezifischer Brennstoffverbrauch bei höheren Nebenstromverhältnissen über 10 mit Getriebefan-Triebwerken erzeugen. Der mit der Erhöhung des Nebenstromverhältnisses mit einher gehende niedrigere spezifische Schub würde bei selber Fanschubfläche für ein insgesamt niedrigeres Schublevel des Triebwerkes sorgen. Durch die niedrigere Rotationswinkelgeschwindigkeit des Fans kann jedoch sein Durchmesser und somit seine Schubfläche gesteigert werden, ohne das an den Blattspitzen kritische Übergeschwindigkeiten erreicht werden. Zusammen mit der Vergrößerung der Fanfläche lässt sich damit trotz niedrigeren spezifischen Schubs ein vergleichbar hohes Schubniveau erreichen. Ebenfalls ist durch die niedrigere Geschwindigkeit des Fans zugleich ein lärmarmen Betrieb des Fans möglich. Damit verringert sich der Fanlärm, der sich näherungsweise aus der vierten Potenz zur Fangeschwindigkeit ergibt [1]. Zugleich kann durch das Untersetzungsgetriebe die Niederdruckwelle und damit die Niederdruckturbine mit einer vorteilhaft höheren Geschwindigkeit rotieren, was deren Effizienz anhebt. Dem strömenden Fluid im Kernstrom kann somit mehr Energie durch die Turbine entnommen werden, was die Austrittsgeschwindigkeit an der Düse des Kernstroms senkt. Dadurch wird ebenfalls weniger Strahlärm verur-

sacht. Die höhere Effizienz der Niederdruckturbine sorgt für eine geringfügige Steigerung des thermischen Wirkungsgrades des Triebwerkes und macht es möglich, Turbinenstufen entfallen zu lassen, also eine insgesamt kürzere und einfache Triebwerksarchitektur zu erreichen. Mit heutigen Geared-Turbofans lassen sich Einsparungen im spezifischen Kraftstoffverbrauch von 6-10% erreichen [1,S.32], wobei der Lärm insbesondere durch die niedrige Rotationsgeschwindigkeit des Fans um 15-20 EPNdB kumulativ gesenkt werden kann [1,S.32]. Die Verbesserung im spezifischen Kraftstoffverbrauch wird hauptsächlich durch eine Verbesserung des Vortriebwirkungsgrads als Folge des erhöhten Nebenstromverhältnisses erzielt. Die Ausführung als Getriebefan bringt dabei ein akzeptiertes Triebwerksmehrgewicht von schätzungsweise 15-20% mit sich [1,S.32].

3.2 Open-Rotor Technologie

Wie bereits im Abschnitt 2.1 erwähnt, wird bei Turbofantriebwerken der maximale Fandurchmesser und daher auch der maximale Vortriebwirkungsgrad u.a. durch die Triebwerksgondel und dem daraus resultierendem Widerstand begrenzt. Hier haben Open Rotor Konfigurationen das Potential, den Vortriebwirkungsgrad nennenswert zu steigern und damit deutlich höhere Nebenstromverhältnisse und eine höhere Kraftstoffeffizienz zu erreichen. Bei der Open-Rotor –Technologie rotiert der vortriebserzeugende Rotor in freier Anströmung und ist dabei nicht durch eine ummantelnde Verkleidung umgeben. Lediglich für den Gasgenerator ist bei herkömmlichen Open-Rotor-Triebwerksarchitekturen damit eine Triebwerksgondel notwendig, die im Durchmesser in etwa die Abmaße von Verkleidungen früherer Einstromtriebwerke aufweist.

„Im Gegensatz..“ zu Turbofantriebwerken..“ tragen offene Propfan Konzepte damit nicht zu einer Widerstandserhöhung durch ihre Ummantelung des Triebwerks bei. Theoretisch könnten damit Vortriebwirkungsgrade von über 90% erreicht werden“ [1,S.33]. Besonders hohe Wirkungsgrade werden insbesondere durch zueinander gegenläufigen Rotoren, sogenannte Counter Rotating Turbofans CRTF erreicht, die u. a. durch den Energierückgewinn des Propellerdralls, durch sogenanntes swirl recovery, den Wirkungsgrad der Rotoren um weitere 7-8% [8, S. 73; 9] heraufsetzen. Somit werden bei bisherigen Auslegungen Vortriebwirkungsgrade von bis zu 92% [1,S.27] in der Theorie und bis zu 87% im installierten Zustand in der Praxis bei A320 typischen Reisefluggeschwindigkeiten von Ma 0,78 erreicht [8, S.162]. Der Vortriebwirkungsgrad von heutigen Triebwerken liegt im Reiseflug zwischen 0,70 und 0,80 [1,S.1]. Für Kurzstreckenflugzeuge des Technologiestandes des Jahres 2000 mit nur moderat hohen Nebenstromverhältnissen um 5-6 liegt der Vortriebwirkungsgrad dabei eher bei 0,70 – 0,75 für den besten Fall des Reisefluges. Da der Vortriebwirkungsgrad direkt in den spezifischen Brennstoffverbrauch mit eingeht, haben Open-Rotor Konfigurationen damit das Potential, den Kraftstoffverbrauch um bis zu 22 % zu verbessern. Real geht man dabei davon aus, dass sich von diesem Potential auch ein Großteil in der Praxis verwirklichen und der spezifische Kraftstoffverbrauch um 15-20% verbessern lässt [1,S.34], gemessen an den Triebwerken des Jahres 2000.

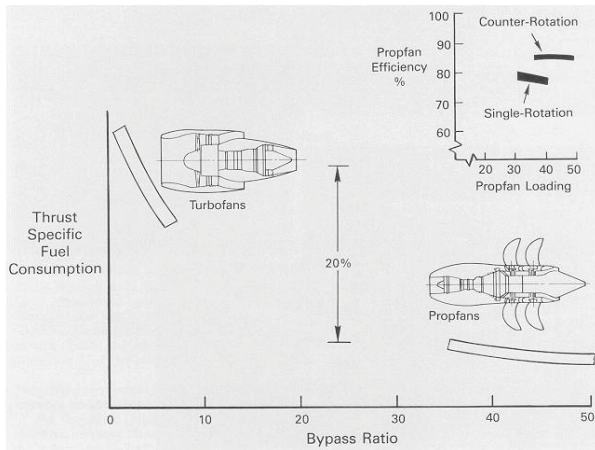


BILD 1: Der Wirkungsgrad zweier gegensinniger offener Rotoren ist um ca. 7% gegenüber dem offenen Einzelrotor erhöht. Der spez. Brennstoffverbrauch (sfc) fällt gegenüber Turbopfans bei hohem BPR um bis zu 20% niedriger aus [9].

Zwei zueinander gegenläufige Rotoren besitzen dabei zusätzlich das Potential, bei gleichbleibendem Fandurchmesser und geringer Drehzahl einen großen Massenstrom durch das Triebwerk zu bewegen [1,S.33]. Zudem sind durch das niedrigere Fandruckverhältnis weniger Rotorblätter in jeder Stufe notwendig [1,S.33], was sich günstig auf die Triebwerksmasse und auf die Lärmentwicklung, insbesondere hinsichtlich des durch Interferenzen bedingten Lärms zwischen beiden Rotoren auswirken kann.

3.3 Propfan-Konzepte

Zur Zeit der Ölkrise in den 70er Jahren wurde die Propfan-Technologie an fliegenden Demonstratoren auf der Kurzstrecke in der Praxis erprobt, wobei hier ebenfalls eine Kraftstoffersparnis von über 20% gegenüber damaligen Triebwerken nachgewiesen werden konnte. Diese Konzepte ähneln im Grundkonzept den Open-Rotor-Technologien, die heute in Forschungsprogrammen wie DREAM [10] weiterverfolgt und weiterentwickelt werden. Gemeinsames Kennzeichen dieser zwei Begrifflichkeiten Open Rotor und Propfan im Bezug zum Turboproptriebwerk ist, dass zum Vortrieb mindestens ein offener drehender Rotor ohne Ummantelung zum Einsatz kommt, der das Erreichen hoher Nebenstromverhältnisse von 1:20 und eines signifikant verbesserten Vortriebswirkungsgrads ermöglicht, oft in Verbindung mit einer moderat vergrößerten Rotorfläche. Dabei kommen wegen der verbesserten Effizienz auch zwei zueinander gegenläufige Rotoren zum Einsatz. Der Begriff Propfan unterstreicht hierbei, dass der beim Vortrieb zum Einsatz kommende Rotor durch eine Kombination aus Propeller und Fan hervorgegangen ist, wobei die hohe Vortriebseffizienz eines Propellers mit der Fähigkeit des Fans, bei hohen Reisefluggeschwindigkeiten zu arbeiten, kombiniert wird. Dies hat die Folge, dass hohe Reisefluggeschwindigkeiten bis Ma 0,86 bei hoher Kraftstoffeffizienz mit offenen Rotoren nachgewiesenermaßen geflogen werden können [11, 8]. Rotoren, deren Blätter aerodynamisch ähnlich eines Propfans ausgelegt sind, weisen oft eine geringe relative Dicke sowie eine kontinuierliche oder progressive Pfeilung zur Blattspitze hin auf, um die kritische Machzahl erst bei möglichst hohen Anströmmachzahlen an der Blattspitze

zu erreichen. Darüber hinaus können sie aus demselben Grund über eine Zuspitzung verfügen. Zudem kommen im Profilschnitt oft fortschrittliche, transsonische bis superkritische Profilierungen zum Einsatz. Durch die erwähnten Maßnahmen wird die kritische Machzahl an den Blattspitzen erst bei relativ hoher Umlaufgeschwindigkeit der Blätter erreicht, was dazu führt, dass bei relativ hoher Reisegeschwindigkeit, respektive Blattanströmung, bis hin zu einer Machzahl von bis zu 0,86 [11] geflogen werden kann. Dieses ist mit Turboprop-Anordnungen in diesem Maße nicht möglich. Des Weiteren zeichnen sich die Blätter von Propfanrotoren oft durch eine über die Schaufelerstreckung veränderte und insgesamt vergrößerte Blatattiefe aus.

Für die vorliegende Veröffentlichung soll statt der Bezeichnung „Propfan“ der neuere und allgemeinere Begriff Open Rotor nachfolgend verwendet werden, in dem Bewusstsein, wie dies eigentlich bereits der Begriff Open Rotor in seinem Verständnis mit einschließt, dass die Schaufelblätter des Fans aerodynamisch ähnlich eines Propfans ausgelegt werden können, sodass ein kraftstoffeffizienter Betrieb des Rotors bei hoher Reisefluggeschwindigkeit möglich ist.

4 HERAUSFORDERUNGEN BEI DER OPEN-ROTOR INTEGRATION

Bei der Open-Rotor Integration gilt es momentan, drei hauptsächlich Herausforderungen zu lösen, wobei zwei von diesen miteinander ursächlich in Verbindung stehen. Zum Einen führt die Open-Rotor Installation vor allem aufgrund der hohen Umfangsgeschwindigkeit an den Blattspitzen des Rotors zu übergeschwindigkeitsbedingten Lärmabstrahlungen, die eine besondere Intensität in radialer Richtung innerhalb der Rotorebene erreichen können. Diese führen zu einer erhöhten Außenschallwahrnehmung der Flugzeugkonfiguration durch den fanähnlichen Rotor, besonders beim Start und Steigflug im Flughafennahbereich. Die überkritischen und zum Teil instationären Anströmungen an den Spitzen der Fanblätter, die mit dem Lärm in Verbindung stehen, führen gleichermaßen zu einer Schwingungsanregung in den Rotorblättern. Diese breitet sich aufgrund der vergleichsweise Größe des Rotordurchmessers radial über die Schaufelerstreckung aus und findet als Vibration und Lärm ihren Weg sowohl über das Fluid als auch über die strukturellen Anbindungen des Triebwerkes in die Flugzeugzelle und Passagierkabine. Innerhalb der Kabine erhöht dies das Lärmniveau.

Zum Dritten weisen heutige Verkehrsflugzeuge aus Sicherheitsgründen gemäß des Redundanzprinzips mindestens zwei voneinander unabhängige Triebwerke auf. Gleichzeitig ist es charakteristisches Merkmal der Open-Rotor Technologie, dass sich die Rotoren im Medium frei bewegen können und somit in radialer Richtung nach außen nicht durch eine Ummantelung oder Verkleidung umgeben sind.



BILD 2. Beispiel einer der bisherig vorgeschlagene Flugzeugkonfiguration, welche die Open-Rotor Antriebstechnologie nutzen [12]

Kommt es nun, womit im Rahmen einer nachhaltigen Sicherheitsbetrachtung immer gerechnet werden muss, zu einem Bruch oder Komponentenversagen innerhalb des Rotors, so können Teile durch die wirksamen Zentrifugalkräfte aus dem Rotor nach außen hinaus geschleudert werden. Rein architekturbedingt ergibt sich in einem solchen Schadensfall damit immer ein so genanntes „Uncontained Engine Failure“.

Durch die gegenüber Turbofantriebwerken bei Open-Rotor Triebwerken höhere Umfangsgeschwindigkeit der Rotoren, ihres vergleichsweise höheren Durchmessers und der höheren Eigenmasse der in der Drehbewegung befindlichen Komponenten, verfügen diejenigen Bruchteile (debris), die im Schadensfall den Rotor verlassen, über eine gesteigerte kinetische Energie, die potentiell dazu geeignet ist, sicherheitsrelevante Bereiche des Flugzeuges, wie in etwa die bedruckte Passagierkabine, aber auch Treibstoff- und Flugsteuerungssysteme, Flügel, Tanks und Steuerflächen zu durchschlagen und sie dabei sicherheitsrelevant zu beschädigen. Damit müssen bei der Positionierung dieser Antriebssysteme diese Umstände unbedingt mit berücksichtigt werden.

Hinsichtlich des Antriebssystems ist es zudem zusätzlich besonders maßgeblich relevant, dass im Schadensfall austretende Teile eines Rotors nicht den Rotor eines weiteren und unabhängigen Triebwerkes treffen und diesen ebenfalls außer Kraft setzen können, womit das Redundanzprinzip aufgehoben wäre. Bisherige vorgestellte Flugzeugkonfigurationen für die Open-Rotor Antriebsintegration nehmen auf diesen sicherheitsrelevanten Tatbestand oft nicht ausreichend Rücksicht (vgl. Abbildungen 2 und 3).

Um unter diesen besonders geforderten Randbedingungen eine Einbauposition für das Open-Rotor Triebwerk zu finden, in der eine Beschädigung aller sicherheitsrelevanten Bauteile des Flugzeuges ausgeschlossen ist, kann man mit der folgenden Methode grundsätzlich vorgehen. In einer Ebene, z.B. in der Ebene eines Flügels, werden Kegel mit den Kegelbegrenzungen, ausgehend von den Erstreckungsgrenzen des Open-Rotors mit einem bestimmten definierten und geeigneten Öffnungskegel, z.B. von $2 \times 15^\circ$ so definiert, dass es innerhalb dieser statistisch wahrscheinlich erscheint, dass die Flugbahn von Bruchstücken, die den Rotor unter Wirkung der Zentrifugalkräfte bei einem geeigneten Betriebszustand im Bruchfall verlassen, innerhalb genau eben dieser Kegels verlaufen. Lässt man diesen Kegel nun um die Rotationsachse des Rotors im Raum um den vollen Winkelbereich von 360° rotieren, so ergibt sich ein torusähnlicher Rotationskörper unendlicher radialer Außererstreckung.

Gewährleistet man nun durch gedankliches Verschieben des Open-Rotors mitsamt dem orts- und richtungsfest angeordneten virtuellen Toruskörper, dass weder die Druckkabine noch Steuerflächen, noch weitere sicher-

heitsrelevante Systeme wie Flugsteuerung, High-Lift Systeme, Hydraulik etc. des Flugzeuges, innerhalb dieses virtuellen Körpers liegen, so ist eine sichere Position für die Installation des Open-Rotors am Passagierflugzeug gefunden. Auf diese Weise lassen sich auch mehrere offene Rotoren am Flugzeug sicher platzieren.



BILD 3. Die Platzierung von Open-Rotor-Triebwerken wie bei Turbofantriebwerken direkt nebeneinander birgt die Gefahr das im „Rotor Burst Falle“ eines Triebwerks, beide Triebwerke durch Bruchstücke der Rotoren beschädigt werden [13]

Jedoch ist im Ergebnis die Anordnung von Open-Rotor Triebwerken am Passagierflugzeug insgesamt stark limitiert. In der Praxis waren bei zweimotorigen Flugzeugen nur eine ungünstige Triebwerksanordnung im hinteren Bereich des unbedruckten Hecks möglich, wobei das Seitenleitwerk zum Schutz zwischen den beiden Rotoren platziert ist. Es sollte so im Schadensfall verhindern, dass nach einem Bruch in einem Rotor auch der zweite Rotor schadhaf beeinflusst werden konnte, was ein Redundanzkonzept unwirksam gemacht hätte. Dabei war es umstritten, ob das Seitenleitwerk überhaupt so strukturell ausgelegt werden konnte, dass es eine wirksame Abschirmung in der Praxis im Fehlerfall gewährleistet hätte.

Hier gab es zudem den Lösungsansatz, an jeder Seite des unbedruckten Rumpfheckes jeweils ein Open-Rotor-Triebwerk vorzusehen, wobei diese zueinander entlang der Flugzeuglängsachse so in Längsrichtung versetzt waren, dass Bruchstücke (debris) im Fehlerfall den benachbarten Rotor gerade noch verfehlt hätten. Diese Anordnungsmöglichkeit führt jedoch zu Asymmetrien in der Schubeinleitung. Darüber hinaus löst sie die Problemstellung nicht nachhaltig, da eventuelle Bruchstücke zwar den Rotor verfehlen, dafür aber andere wichtige Teile des Nachbartriebwerkes treffen konnten.

Für das Flugzeug ist diese Heckanordnung der Triebwerke aber wenig befriedigend, weil dadurch die gesamte Flugzeugkonfiguration über die Triebwerkslage festgesetzt wird. Durch die hintere Triebwerksposition ist der Einfluss auf den Schwerpunkt groß, die Beladung des Flugzeuges mit Nutzlast und Treibstoff kann daher nicht so flexibel vollzogen werden, wie es wünschenswert wäre, was die Einsatzflexibilität des Flugzeuges herabsetzt. Zudem muss ein vergleichsweise schweres T-Leitwerk installiert werden.

5 REFERENZFLUGZEUG

Für das Referenzflugzeug einer später beispielhaften Installation der Triebwerksarchitektur wird ein typisches 150 sitziges und zweistrahliges Kurzstreckenverkehrsflugzeug Airbus A320-214 gewählt, was im Jahre als 2000 technologisch aktuell galt. Das Abfluggewicht soll hier im Rahmen einer repräsentativen Standardmission für die Kurzstrecken mitsamt etwa 2/3 der maximalen Nutzlast plus Fracht bei insgesamt 60t liegen [14].

5.1 Triebwerk des Referenzflugzeuges

Als Referenzturbofantriebwerk wird das CFM 56-5B4 mit einem Nebenstromverhältnis von 5,7:1, einem Fandurchmesser von 1,73 m, einem Maximalschub von 120,2 kN und einem Trockentriebwerksgewicht von 2380 kg gewählt. Als Referenzflugzustand für die Kraftstoffverbrauchsleistung wird ein Flug bei Ma 0,78 in 30000 ft bei 231,6 m/s nahe der Geschwindigkeit der besten Reichweite gewählt. Der im Flug erzielte bestmögliche thermische Wirkungsgrad des Triebwerkes wird in einem ersten Ansatz mit 0,440 abgeschätzt. Damit ergibt sich nach (2) ein Vortriebswirkungsgrad im Reiseflug von

$$\eta_{VOR,RF} = 0,722.$$

Dieser wird im Folgenden als Referenz verwendet.

Sowohl Referenzflugzeug als auch Triebwerk repräsentieren mit ihrer Wahl und ihren Leistungen das Technologielevel um das Jahr 2000 und sind damit im Einklang mit dem ACARE Referenzen [1].

6 VERWENDETES TRIEBWERK DER NEUEN TRIEBWERKSARCHITEKTUR ANEA

Als Referenzturbofantriebwerk für die neuartige Triebwerksarchitektur ANEA (Adapted New Engine Architecture) wird das im Moment als modernstes westliches Turbofantriebwerk geltende TP400 gewählt, was auch den Militärtransporter A400M antreibt und ein Trockengewicht von 1980 kg aufweist. Der spezifische Treibstoffverbrauch PTSFC wird bei Turbofantriebwerken auf die äquivalente Wellenleistung von hier max 8200 kW bezogen. Nach [15] lässt sich dieser für Turbofantriebwerke nach der folgenden Formel in Abhängigkeit der äquivalenten Wellenleistung, der Turbineneintrittstemperatur TET und dem Gesamtdruckverhältnis OAPR bestimmen, wobei die TET hier mit 1550 K angenommen wird.

$$PSFC = 2,56 \cdot 10^{-4} - \ln(P_{eq,ssl} \cdot OAPR \cdot T_{TET}) \cdot 10^{-5} \quad (3)$$

Es ergibt sich damit mit (3) nach [15] ein PSFC von

$$6,02322 \cdot 10^{-5} \frac{kg}{kWh} \text{ oder } 0,21684 \frac{kg}{kWh}$$

7 SYNTHESE EINER NEUEN AUF EINANDER ABGESTIMMTEN TRIEBWERKS- UND FLUGZEUGKONFIGURATION ANEA

Um eine nachhaltige und umfassende Kraftstoffeffizienz auf zukünftigen Kurzstreckenflugzeugen erreichen zu können, ist eine Synthese als bestmögliche Kombination bisher bekannter Technologien unter Einbeziehung neuer Ideen notwendig. Bei dieser Lösung ist es auch weiterhin notwendig, die Triebwerksarchitektur mit der Flugzeugkon-

figuration zusätzlich in bestmöglicher Weise zusammen zu bringen und so weitere Synergievorteile in der Gesamtleistung des Flugzeuges zu erzielen.

In Folge wird die geringe Rotationswinkelgeschwindigkeit des Getriebefans mit der Vortriebseffizienz des Open Rotors kombiniert. Insgesamt ergeben sich sieben mögliche Schritte, die in Kombination zueinander zusammen angewandt werden können. Als Ergebnis ergibt sich eine neue, in der Kraftstoffeffizienz nachhaltig zukunfts-gewandte Triebwerks-Flugzeugkonfiguration für die Kurzstrecke.

1.) Als erster Schritt wird die geringe und effizienzsteigernde Rotationswinkelgeschwindigkeit des Getriebefans mit der Vortriebseffizienz des Open Rotors kombiniert. Damit ergibt sich ein „Geared Open Rotor“. Die geringe Rotationsgeschwindigkeit des Fans ermöglicht es, wie beim Geared Turbofan, einen größeren Fandurchmesser bei niedrigen Umfangsgeschwindigkeiten an den Schaufelspitzen zu erreichen so, dass der Lärm auf recht niedrigem Niveau verbleiben kann. Gleichzeitig kann der offene Fan bei hoher Komponenteneffizienz mit einem niedrigen Fandruckverhältnis ausgelegt werden, was den Vortriebswirkungsgrad merklich erhöht, so dass im Reiseflug bei hohen Fluggeschwindigkeiten eine hohe Kraftstoffeffizienz möglich wird.

2.) In einem zweiten Schritt wird der Fan vom thermodynamischen Kreisprozess des antreibenden Triebwerkes möglichst weitgehend abgekoppelt, in dem der Geared Open Rotor über eine Welle durch mindestens ein Turboshaft- oder Turbofantriebwerk mechanisch angetrieben wird. Der Fan und das Triebwerk können so, weitgehend voneinander unabhängig, jeweils auf bestmögliche Betriebsbedingungen hin optimiert werden. Sie sind mechanisch miteinander durch das Untersetzungsgetriebe gekoppelt, dessen Untersetzungsverhältnis als bestmöglicher Kompromiss im Hinblick der Optimierung beider Komponenten frei wählbar ist.

3.) Als dritter Schritt wird die wirksame Schubfläche des Fans signifikant vergrößert. Diese Flächenvergrößerung erfolgt zunächst über den Außendurchmesser. Darauf folgend wird auch der Innendurchmesser des Fans ebenfalls vergrößert, und zwar mindestens so weit, dass der Fan mit seinem Innendurchmesser den Rumpfquerschnitt des zylindrischen Rumpfes mindestens gerade genau umgeben kann. Verglichen mit dem Fan des Ursprungstriebwerkes CFM 56, ermöglicht das Ausweichen von einem eher kreisähnlichen Querschnitt zu einem nun kreisringförmigen Flächenquerschnitt großen Durchmessers, eine in diesem Falle im Vergleich zum Ursprungstriebwerk etwa 7,5 fache Schubfläche des Nebenstroms zu erreichen. Dabei wird diese größere Schubfläche bei in etwa selber Schaufelerstreckung wie beim Ursprungsfan erreicht.

Wird die Eintrittsquerschnittsfläche des Ursprungstriebwerkes als konstant angenommen, so ergibt sich bei angenommener gleicher Eintrittsgeschwindigkeit für Haupt- und Nebenstrom ein rein geometrisch maximal mögliches Nebenstromverhältnis vom 7,5 des Referenztriebwerkes. Damit wäre in der Grenzauslegung des Fans ein Nebenstromverhältnis von ca. 45 geometrisch möglich. Bei der Auslegung des Fans werden dabei dieselben geometrischen Randbedingungen des Basistriebwerkes, zum Beispiel hinsichtlich der Bodenfreiheit, zu Grunde gelegt. In einer späteren Auslegung könnte dabei der Fan mit Blick auf andere Umstände auch durchaus mit einem kleineren

Durchmesser gewählt werden, sodass sich ein geringeres Nebenstromverhältnis, verbunden mit einem größeren Sicherheitsabstand einstellt.

4.) Als vierter Schritt wird der Fan nun, den zylindrischen Rumpfquerschnitt des Flugzeuges ringförmig umgebend, angeordnet und gegenüber dem Rumpf drehbar und axial fixiert gelagert. Durch diese Anordnung wird eine Triebwerksarchitektur eines Open-Rotors am Flugzeug so möglich, dass sich im Bruchfalle des Rotors Bruchteile in jedem Falle vom Rumpf entfernen. Somit können der Rumpf, die Druckkabine, die Besatzung, die Passagiere sowie die im Rumpf befindlichen Systeme, z.B. Flugsteuerung, Kraftstoffsysteme, Hydraulik etc. von diesen Bruchstücken potentiell hoher Durchschlagskraft nicht getroffen und somit beschädigt werden. Gleichzeitig ist die Platzierung des Open-Rotor entlang des Rumpfes so möglich, dass auch Flügel und Leitwerke nicht von Fremdkörpern getroffen und geschädigt werden können.

Verkehrsflugzeuge weisen aus Sicherheitsgründen nach dem Redundanzprinzip mehrere, oft zwei, Triebwerke auf. Da Bruchstücke mit dieser Architektur im Fehlerfalle aufgrund der großen Zentrifugalkräfte schneller radial nach außen fliegen, als sie in der Luftströmung stromab nach hinten driften oder durch Auftriebskräfte nach vorne bewegt werden, sind somit auch mehrere, vorzugsweise unabhängige, entlang des Rumpfes hintereinander gestaffelte, offene Rotoren bzw. Antriebssysteme möglich, ohne dass sich diese im Fehlerfall gegenseitig schadhaf beeinflussen. Damit ist eine sichere Anordnung und Platzierung der offenen Rotor-System am Flugzeug, in der Praxis möglich.

5.) In einem 5. Schritt kann das notwendige Untersetzungsgetriebe zwischen Turbomotor und Fan mit der Lagerung und Anbringung des Offenen Rotors kombiniert und in ihr mit integriert untergebracht werden. Der um den Rumpf drehbare Ring, der strukturell die Fanblätter trägt, stellt dann mit seinem Durchmesser zugleich das Zahnrad größeren Durchmessers eines Untersetzungsgetriebes. Durch diese integrierte Lösung, die zudem eine einfache und wirksame Getriebekühlung ermöglicht, kann auf ein separates Untersetzungsgetriebe wie beim Turboprop verzichtet werden kann. Erste Rechnungen deuten auf ein angeratenes Untersetzungsgetriebe mit einem Verhältnis von 1:11 hin, was geometrisch gut mit dem Außendurchmesser des Rumpfes harmonisiert. Bei den Hochgeschwindigkeitspropellern des A400m beträgt das Untersetzungsverhältnis zu den Turbopropanturbinen ungefähr 1:9,9. Innerhalb der Architektur bleibt das kleinere Zahnrad des Untersetzungsgetriebes über eine „Fernwelle“ (Länge ca 2,5m) am Turbomotor angebunden. Mit dieser Auslegung muss die Fernwelle nur ein vergleichbar geringes Moment

übertragen, dabei aber bei hoher Drehzahl. Zur Übertragung einer bestimmten Wellenleistung kann somit die Welle in ihrer Masse vergleichsweise leicht ausgeführt werden. Hier ist noch anzumerken, dass in der Praxis wahrscheinlich, gleich bei den Getriebefans, mehrere kleine Zahnräder für die Funktion des kleineren Zahnrades im Untersetzungsgetriebe zur Kraftübertragung mit zum Einsatz kommen werden.

6.) Als sechster Schritt werden die Fanblätter des Fans auf dem ringförmigen Träger mit einer variable-pitch Blatteinstellung im Einstellwinkel ausgestattet, sodass der hohe Rotorwirkungsgrad in einem breiten Geschwindigkeitsband des Flugzeuges positiv zum Tragen kommt. Damit werden beispielweise auch die Start- und Steigflugleistungen des Flugzeuges verbessert.

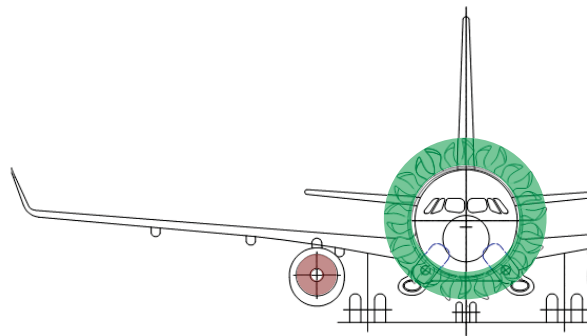


BILD 4. Durch Ausweichen auf ein kreisringförmiges Element ergibt sich maximal die 7,5 fache Schubfläche bezogen auf ein Ursprungstriebwerk, die Bodenfreiheit des Rotors entspricht dabei der des Ursprungfans

7.) In einem siebten Schritt werden die Wellenleistungsturbinen in einem unbedruckten Bereich des Flugzeuges angeordnet und dabei wenigstens zum Teil darin versenkt oder auch komplett darin versenkt untergebracht. Dabei können die Lufteinläufe und die Abgasabführungen durch geeignete aerodynamische Formgestaltung jeweils aus dem feuerfest abgeschotteten Bereich herausgeführt werden. Durch die versenkte Anordnung im Sinne einer "buried or semiburied engine installation" der Wellenleistungs- oder Turbopropanturbinen wird der aerodynamische Widerstand der bisherigen Triebwerksgondel samt Interferenzwiderstand zum großen Teil eingespart, wobei bei der Anordnungsform, wie später beschrieben, gute Zugänglichkeit für Wartung und Austausch grundsätzlich erhalten bleibt.

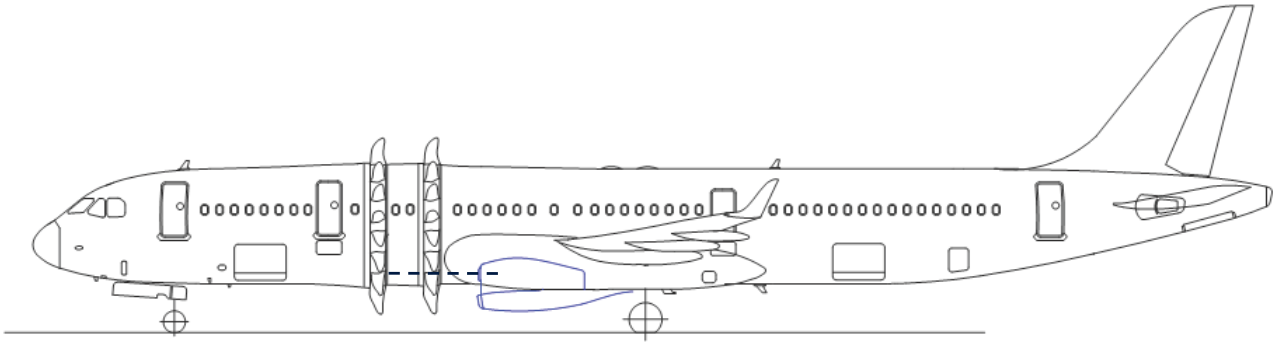


BILD 5. ANEA Konfiguration in der Seitenansicht. Im Folgenden werden für die nachstehenden Betrachtungen zwei gegenläufige Rotorsysteme angenommen werden, die vor dem Flügel angebracht werden, die Turboproptriebwerke (blau) sind zu 2/3 versenkt eingebaut und treiben hier jeweils über eine Fernwelle (gestrichelt angedeutet) ein Rotorssystem

8 BENEFITS DURCH DIE ANEA TRIEBWERKSANORDNUNG

Durch die beschriebene zusammengeführte Architektur von Flugzeug und Triebwerk ergeben sich unter anderem die folgenden Vorteile.

Die Open-Rotor Fans und Triebwerke müssen nicht mehr zwingend hinten am Rumpfheck des Flugzeuges befestigt werden. Vielmehr wird es nun möglich, die Triebwerke zentral und versenkt in einem unbedruckten Bereich des Flugzeuges widerstandsarm anzuordnen, der sich beispielsweise vor der Main Landing Gear Bay anschließen und diese erweitern könnte. Durch die Nähe zum Schwerpunkt des Gesamtflugzeuges in allen drei Dimensionen bleiben die Trägheitsmomente des Fluggeräts klein. In dessen Folge ergibt sich eine höhere mögliche Agilität und, im Vergleich zu Flugzeugen mit Hecktriebwerkslage, geringere notwendige Leitwerksflächen aufgrund des längeren Leitwerkhebelarms. Des Weiteren fällt der möglich zulässige Schwerpunktsbereich für eine bestimmte Höhenleitwerksfläche bei der vorgestellten ANEA-Architektur generell größer aus. Auch der Treibstoff kann in den Flügeln weiterhin konventionell schwerpunktsnah angeordnet werden, wodurch die Schwerpunkt wandlung in Folge von verbrauchtem Treibstoff deutlich kleiner als bei Hecktriebwerk konfigurationen ausfällt. Zusammenfassend ist hinsichtlich des Schwerpunkts eine flexiblere Beladung des Flugzeuges gerade bei Teilauslastung möglich, und auch der Trimmwiderstand fällt bei den von der Normal-schwerpunktlage abweichenden Positionen kleiner aus.

Durch die zentrale Anordnungsmöglichkeit unterhalb der Tragflächenanordnung bleibt weiterhin die Möglichkeit bestehen, die Triebwerke im Fehlerfall über ein sogenanntes „gravity feed“ mit Treibstoff zu versorgen.

Strukturell wird durch die neue Konfiguration ein T-Leitwerk vermieden, dessen Mehrgewicht im Vergleich zur konventionellen Leitwerksarchitektur größer ausfällt, insbesondere, wenn es mit einem THS (Trimmable Horizontal Stabilizer) ausgerüstet wird, was bei Verkehrsflugzeugen zur Trimmung üblich ist. Das konventionelle Leitwerk kann auch deshalb wohl beibehalten werden, da die Standdruckerhöhung durch die Open Fans mit einem maximalen Zuwachs der Geschwindigkeit von 18,7 m/s im Reiseflug und 22 m/s beim Start durch den niedrigen spezifischen Schub der beiden Rotoren vergleichsweise

klein ausfällt. In Wirklichkeit wird die Geschwindigkeitserhöhung durch Druckverluste noch geringer sein.

Die Unterbringung in einem zentralen Kompartiment ermöglicht auch die Lastpfade von den Triebwerken zum Schwerpunkt sehr kurz zu halten. Kräfte können hier über äußerst kurze Lastwege, zum Beispiel in den Bereich der Wingbox, mit eingeleitet werden, die von ihrer Architektur bereits für ein hohes Kräftelevel ausgelegt ist. Darüber hinaus wird ein Großteil der Triebwerksverkleidung hinfällig, da nur noch Lufteinlässe außen am Rumpf und Abgasabführungen vorgesehen werden. Da die Triebwerksverkleidungen (Nacelles) am Referenz A320 zumindest in Front auf Vogelschlag ausgelegt werden müssen und die Schubumkehr einrichtung beinhalten, fallen sie mit abschätzungsmäßig 1600 kg insgesamt recht schwer aus.

Dadurch, dass die Triebwerke versenkt und in einem abgeschotteten Kompartiment, zum Beispiel in unmittelbarer Nähe der Main Landing Gear Bay, untergebracht sind, ist auch die Anbindung an weitere Flugzeugsysteme wie Hydraulik, Zapfluft, Klimaanlage und elektrische Energieerzeugung geografisch naheliegend, wobei Volumen anforderungen an die Systeme durch den erhöhten verfügbaren Einbauraum deutlich entkräftet werden. Zugleich bleibt eine gute Zugänglichkeit zu den Systemen und den Triebwerken zwecks Austausch und Wartung erhalten, da das Kompartiment durch eine abnehmbare Verkleidung nach unten hin vollständig geöffnet werden kann.

Der höhere verfügbare Bauraum um die Turboproptriebwerke kann mit seinem Volumen auch für Maßnahmen zur Erhöhung des thermischen Wirkungsgrads, beispielsweise für Rekuperatoren, mit genutzt werden. Damit kann der spezifische Treibstoffverbrauch potentiell weiter gesenkt werden. Weitere Synergien zwischen dem Flugzeugenteilungssystem und den Triebwerksrekuperatoren scheinen hier zudem möglich. Die Propellerturbinen, in diesem Fall die TP400, benötigen aufgrund ihrer geringeren Turbinen-austrittstemperatur keine eigene Kühlung [4, S.439]. Dies trifft insbesondere umso mehr zu, falls sie mit Wärmetauschern ausgestattet werden, die ihren thermischen Wirkungsgrad weiter erhöhen.



BILD 6. Bei der Il 62 sind am Heck jeweils 2 Turbofantriebwerke direkt nebeneinander plaziert [16]

Ähnlich wie in zweistrahligen Flugzeugkonfigurationen mit Hecktriebwerkslage erscheint eine Anordnung der Turbinen direkt im Kompartiment nebeneinander unter Berücksichtigung des Engine Burst möglich. Bei sich bereits im



BILD 7. Auch bei der TU 154 befinden sich am Heck 3 Triebwerke auf insgesamt ähnlicher Längenposition [23]

Betrieb befindlichen Flugzeugkonfigurationen mit Hecktriebwerkslage befinden sich die Turbofantriebwerke auch direkt nebeneinander und werden, wenn überhaupt, nur durch Material voneinander geschirmt, dass maximal die Stärke von zweimal der Rumpfaußenhaut aufweist (vgl. BILD 3,6,7). Eine solche strukturelle Abschirmung der Triebwerke lässt sich auch intern im Kompartiment realisieren. Falls die Sicherheit darüber hinaus noch gesteigert werden sollte, könnten die Turbinen zusätzlich in Längsrichtung zueinander versetzt angeordnet werden. Generell könnte es auch vorteilhaft sein, die Turbinen, wie etwa in der Piaggio Avanti, umgekehrt entgegen der Flugrichtung einzubauen.

Bei einigen Turboproptriebwerken ist innerhalb des aerodynamischen Einlaufs konstruktiv eine 180 Grad Krümmung notwendig, die Strömungsverluste mit sich bringt. Durch eine umgekehrte Installation der Turbinen kann die Krümmung entfallen, was, wie bei der Piaggio P180, den spezifischen Treibstoffverbrauch verbessert. Die Abgase, die bei einem Turboproptriebwerk zu einem kleinen Anteil Schub liefern, könnten generell unterhalb des Rumpfes durch eine angepaßte aerodynamische Führung so abgeführt werden, dass sie die Grenzschicht im unteren Rumpfbereich beleben und somit eine Ablösung an der hinteren, unteren Rumpfeinschnürung vermeiden. Weiterhin wird durch die versenkte und abgeschottete Installation der Triebwerke im Kompartiment der Verdichter- und Turbinenlärm nach außen wirksam abgeschirmt. Auch der Strahlärm, der bei strahlgetriebenen Verkehrsflugzeugen einen weiteren bedeutenden Anteil des Gesamtlärms dargestellt, wird durch die deutlich niedrigere Austrittsgeschwindigkeit beim Turboproptriebwerk signifikant gesenkt.

Der offene Rotor stellt durch seine Architektur und Ausführung, ringförmig den Rumpf umgebend sicher, dass im Bruchfall des Rotors keine Bruchstücke die bedruckte Passagierkabine oder weitere Bauteile des Flugzeuges treffen und dabei sicherheitsrelevant beschädigen können. Damit ist auch eine zentrale und schwerpunktsnahe Platzierung des Rotors am Flugzeug möglich. Darüber hinaus ermöglicht er es, hohe Nebenstromverhältnisse von hier 24,5 ohne die zusätzliche bespülte Oberfläche einer Triebwerks gondel und bei hohen Gesamtwirkungsgrad erreichen. Weiterhin können neben den Triebwerks gondeln selbst die Pylonen mit ihrem Gewicht und ihrem Widerstand entfallen, was den Gesamtwiderstand des Flugzeuges gesamtbilanzierend um etwa 6% im Reiseflug vermindert. Hierbei wurde bereits berücksichtigt, dass die neue Triebwerksarchitektur ebenfalls leicht die bespülte Oberfläche des Rumpfes durch ringförmige Verkleidungen vor (Länge 3m) und hinter der Rotorebene (Länge 4m) sowie durch aerodynamische Einläufe für die Wellenturbine am Rumpf erhöht. Durch den frei laufenden Rotor wird ein hoher Vortriebswirkungsgrad von 0,887 erreicht, der durch Staffelung zweier konzentrierter und gegenläufiger Rotoren durch Drallrückgewinnung weiter vorteilhaft gesteigert werden kann. Gleichzeitig wird das Reaktionsmoment der Triebwerke durch den gegenseitigen Betrieb der Rotoren zueinander kompensiert. Die Rotoren arbeiten dabei im Reiseflug bei einem niedrigen Fanverhältnis von 1,08, welches sie innerhalb ihrer 2 Stufen je nach Auslegung untereinander aufteilen können z.B. jeweils etwa 1,04. Dem als Folge niedrigen spezifischen Schub kann durch eine insgesamt moderate Steigerung der Rotorfläche entgegengewirkt werden. Diese fällt mit 15m^2 höher aus als beim Fan des Ursprungtriebwerkes (2m^2), aber geringer als beim Propeller des Airbus A 400m (22m^2).

Durch das Ausweichen auf ein kreisringförmiges Element großen Durchmessers kann die vergrößerte Rotorfläche in etwa bei selber unveränderter Schaufelspannweite wie beim CFM Triebwerk erreicht werden. Verglichen mit einem Propeller großen Durchmessers wird also der Schub beim vorliegenden Kreisringelement auf die äußeren wirksamen Spannweitenregionen konzentriert. Bei einem Propeller liegen die schubdominanten Regionen, auf die man sich auch hinsichtlich der Auslegungsparameter bezieht, im Außenbereich bei 0,7 – 0,75 des Durchmessers. Im Gegensatz zu Propellern, bei denen im Betrieb im Grenzfalle in der Nabe die Umlaufgeschwindigkeit null sein kann, während an der Spitze bereits kritische Maßzahlen erreicht werden können, weist der kreisringförmige Rotor, den Rumpf umgebend, hier durch seine geringe radiale Erstreckung einen verminderten spannenweitenabhängigen Unterschied in den Umlaufgeschwindigkeiten auf. In Folge ist weniger Verwindungsunterschied an den Rotorschaukeln notwendig, und die Effizienz könnte erhöht werden können. Durch die geringere Schaufelspannweite bei selber oder erhöhter Schubfläche im Vergleich zu anderen Open Rotor Konfigurationen können sich Schwingungen entlang der Spannweite möglicherweise in Form von Biegeschwingungen nicht mehr so stabil manifestieren, was den Lärm senken könnte.

Ebenfalls fällt die Momentenbelastung der einzelnen Blätter, insbesondere an deren Wurzel, geringer aus. Gleichzeitig wird der Fan-Lärm des Rotors durch eine niedrigere Rotationsgeschwindigkeit herabgesetzt, da durch das Reduktionsgetriebe die Drehgeschwindigkeiten von Rotor und Triebwerk in einem bestmöglichen Kompromiss zueinander optimal gewählt werden können. Durch die niedri-

ge Umfangsgeschwindigkeit an den Spitzen des Rotors, fallen die effektiven Anströmmachzahlen an den Blattspitzen, einer ersten Auslegung nach Pfeilung und Zuspitzung der Blätter entsprechend berücksichtigt, in sämtlichen Betriebsbereichen unterkritisch aus und erreichen maximal $Ma\ 1,12$, die Pfeilung am Blatt berücksichtigend effektiv $Ma\ 0,85$. Die abgestrahlte Lärmenergie des Rotors ist dabei zur 4. Potenz der Umlaufgeschwindigkeit proportional [1], welche im Vergleich zum Fan der CFM Referenzkonfiguration mit $Ma\ 1,4$ bei $470\ m/s$ um $54,5\ \%$ gesenkt worden ist. Insgesamt werden beim Start effektiven Blattmachzahlen vom $Ma\ 0,60$ erreicht, die nur etwa $8\ \%$ größer ausfallen als beim Propeller des Airbus A400m, der hinsichtlich IACO Annex 16 Chapter 4 die Vorgaben für den take-off, approach and und für den sideline external noise erfüllen wird.

Auf dem die Schaufel tragendem Ring kann, verglichen mit einem bisherigen Fan, technisch relativ einfach eine Blattverstellung der Schaufeln im Einstellwinkel installiert werden. Diese ermöglicht dann infolge, den vorteilhaft gesteigerten Vortriebswirkungsgrad in nahezu sämtlichen Flugzuständen bei verschiedenen Geschwindigkeiten

können die beiden Rotoren hinsichtlich ihrer aerodynamischen Schaufelgestaltung, der Schaufelgeometrien und auch der Schaufelanzahl voneinander verschieden ausgeführt werden, um Interferenzlärm zu vermeiden, was durch moderne Auslegungsverfahren, wie CFD und Simulationen, begünstigt wird. Letztendlich zeigt hier beispielsweise der Betrieb der AN-70 in der Praxis, z.B. beim Start, dass eine lärmarme Operation koaxialer Open Rotor Systeme durchaus gut gelingen kann.

Darüber hinaus bestehen Empfehlungen, für den Sicherheitsabstand zwischen Boden und Propeller (Rotor) einen Abstand von mindestens $0,25$ mal dem Durchmesser zu wählen. Hier zeigt die Luftfahrtgeschichte, dass Empfehlungen und Zulassungsvorschriften immer wieder im Sinne einer äquivalenten Sicherheit auf den aktuellen Stand der Technik neu abgestimmt werden müssen. Mit der veränderten Technologie weist der Rotor dieselbe Schaufelersreckung und Spannweite auf wie der Rotor des Ursprungsluftstrahltriebwerkes. Dabei ist die Stützbreite der Lagerung des Rotors entgegen dem Ursprungtriebwerk aber enorm vergrößert - mit deutlichen Vorteilen, z.B. hinsichtlich der Kippstabilität bei unsymmetrischer Rotor-

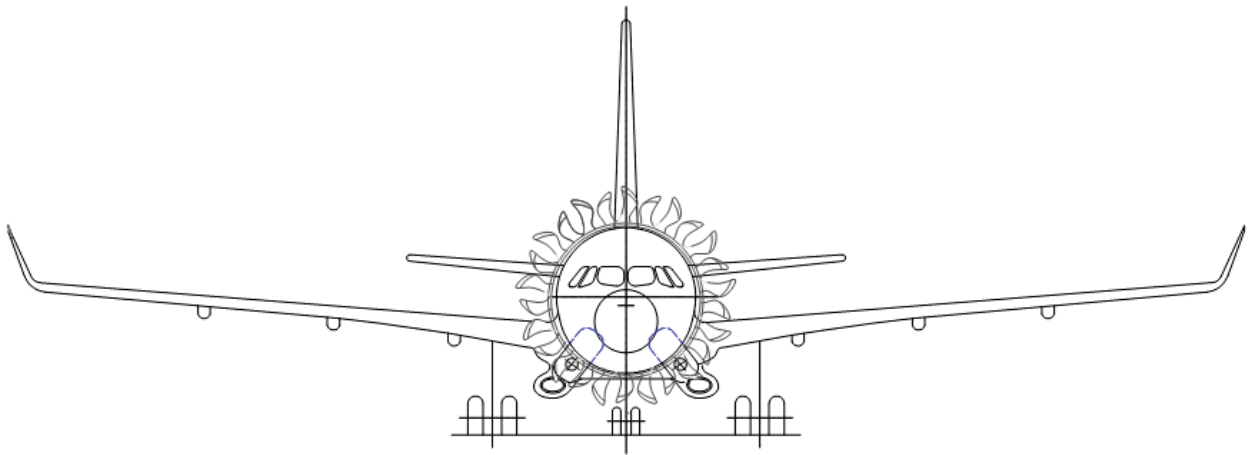


BILD 8. ANEA Konfiguration in der Frontansicht mit im Winkel versenkt eingebauten Turboproptriebwerken (blau), am Rumpf ausliegenden Übertragungswellen (durch Kreuze angedeutet) und angebrachten Lufteinlässen

erreichen zu können.

Insbesondere beim Start und Steigflug werden dann, ähnlich wie bei Turboproptriebwerken, bessere spezifische Leistungen und eine höhere Kraftstoffeffizienz erreicht, die auch bei bisherigen Open-Rotor Konfigurationen mit einer Kraftstoffverbesserung von $25 - 40\ \%$ abseits des Reiseflugs nochmals erhöht in Erscheinung getreten sind [1,S.2].

9 HERAUSFORDERUNGEN UND LÖSUNGSANSÄTZE

Obwohl die beiden zueinander gegenläufigen Rotoren, mitunter auch durch die Drallrückgewinnung einen verbesserten Wirkungsgrad aufweisen, könnten sich durch den Nachlauf des vorderen Rotors am hinteren Rotor Strömungsinterferenzen ausbilden, die den abgestrahlten Lärm dort durch Interferenzen erhöhen könnten.

Wege, dies in der Praxis zu verhindern, bestehen z.B. darin, den hinteren Rotor im Durchmesser relativ zum vorderen Rotor insgesamt kleiner auszuführen. Die Wirbelsysteme von den Blattspitzen des vorderen Rotors passieren somit die Rotorebene des 2. Rotors radial außen, ohne den Rotor selbst zu tangieren. Darüber hinaus

belastung oder in der Führung bei unrundem Lauf infolge der Beschädigung von einzelnen Rotorschaukeln. Damit und insbesondere mit derselben Schaufelradspannweite erscheint ein gleicher Sicherheitsabstand wie beim Ursprungtriebwerk als technisch sinnvoll und zugleich gerechtfertigt. Zudem scheint für ein Mantelkreisringelement angebrachter, den minimalen Bodenabstand anhand der spannitenseitigen Schaufelersreckung zu wählen als ihn hinsichtlich seines Außendurchmessers zu bemessen. In der Praxis weisen einige Flugzeuge dabei einen vergleichbaren Sicherheitsabstand zum Boden auf, wie bei der hier vorgeschlagenen Architektur (s. Tabelle 1). Als weitere Möglichkeit ließen sich die beiden Rotoren auch durch eine, nur über einen bestimmten Umfangswinkel laufende, umgebende Mantelverkleidung am unteren Teil gegenüber dem Boden zusätzlich abschirmen, sodass die gleichen Geometrien wie beim jetzigen Fan am Ursprungflugzeug erreicht werden. Ein solcher Mantelringabschnitt würde aerodynamisch den Startschub erhöhen, im Reiseflug aber zusätzlichen Widerstand bedeuten und den Wirkungsgrad der Rotoren herabsetzen. Darüber hinaus sind Meinungen dazu bekannt, dass durch eine Ummantelung das Ansaugen von Fremdkörpern am Boden gegenüber offenen Rotoren begünstigt wird.

Flugzeug	Ungefährer Abstand des Rotors zum Boden in cm
A320	65
Saab 2000/340	51
Boeing 737-800	65

TAB 1. Sicherheitsabstand von Rotoren zum Boden

In der Vergangenheit gab es von Seiten der Behörden Gedanken, ob zwei Einzelrotoren im Rahmen eines koaxialen Rotorsystems, obwohl sie von zwei verschiedenen Triebwerken angetrieben werden, im Sinne des Redundanzprinzips als wirklich zwei voneinander unabhängige Triebwerke betrachtet werden können. Nachhaltige Bedingung dafür ist, dass sich die Rotoren gegenseitig nicht so beschädigen können, das sie beide außer Betrieb geraten, was mit der neu vorgestellten neuen Triebwerksanordnung möglicherweise vermieden werden kann.

Hinsichtlich des (Foreign Object Damage) FOD des Rotors ist hierbei eine weitere Begebenheit zu beachten. Beim Startlauf wie auch im Flug kann, beispielsweise durch Vogelschlag, nie wirklich ausgeschlossen werden, dass ein Fremdkörper nicht doch den Rotor passiert. Dies ist insbesondere bei niedriger Relativgeschwindigkeit des Fremdkörpers zum Rotor von Belang, da sich der Fremdkörper somit lange potentiell schädigend in der Rotorebene aufhalten kann. Als besonders kritisch würde hier beim Startlauf eine relativ niedrige Geschwindigkeit, z.B. um die 62 m/s kurz vor dem Erreichen der Entscheidungsgeschwindigkeit v_1 (75m/s) sein, bei der nach Bemerkungen des Defekts dann der Start nicht mehr am Boden abgebrochen werden kann und der Flug mit beschädigten Rotoren fortgesetzt werden müsste. Das in die Rotorebene eintretende Fremdojekt soll dabei eine effektive wirksame Schädigungslänge von 20 cm aufweisen. Die Blätterstreckung des Rotors in Tiefenrichtung soll dabei ebenfalls 20 cm betragen so, das die effektive schädigungsmögliche Überlappungslänge 40 cm beträgt. Bei seiner Eigenträgheit und Eigengeschwindigkeit braucht das Objekt nun 6,5 Tausendstel s, um nun diese kritische Überlappungslänge zu passieren. Der Rotor soll beim Start entsprechend der Auslegung dabei mit maximal 790 U/min oder 13,2 U/s laufen, unternimmt in dieser Zeit also 0,088 Umdrehungen. In Folge kann der Rotor grundsätzlich also über maximal 8,8% seines Winkelbereiches, also $31,6^\circ$ beschädigt werden. Die sich in diesem Winkel - bei symmetrischer Beschaffung - installierten Schaufeln sollen nun für die Schuberzeugung ausfallen. Zusätzlich verursachen sie ungünstige Strömungsinterferenzen, die die Schuberzeugung der verbleibenden Schaufeln weiter ungünstig beeinflussen, so dass der mit diesem Rotor noch maximal erzeugbare Schub um abschätzungsweise weitere 15% abfällt. Bei symmetrischer Beschaffung bleibt so ein Schub von 90,0% am Rotor erhalten.

Passiert der Fremdkörper im ungünstigsten Fall auch den zweiten Rotor stromabwärts, so tritt auch in diesem Rotor schlimmstenfalls ein Schubverlust in derselben Größenordnung von 10,0 % auf. Das verbleibende Gesamtschubniveau liegt somit beim Koaxialsystem mit 90% des Maximumschubes deutlich über dem verfügbaren Gesamtschubniveau des Referenzflugzeuges bei Triebwerksausfall bzw. Totalbeschädigung eines Fans von unter 50%. Bei der Referenzkonfiguration würde nämlich ein solcher Fremdkörper zu Ausfall eines Fans führen, während bei der ANEA Konfiguration aufgrund ihrer Geometrie davon ausgegangen wird, dass sich die Rotoren schadenstole-

rant für eine bestimmte Zeit weiter betreiben lasse. Bei entsprechend höherer relativer Geschwindigkeit des Fremdkörpers zum Flugzeug am Boden oder in der Luft würde der beschädigte Winkelbereich und somit der Schubabfall eines Rotors geringer ausfallen.

Vorteilhaft stellt sich bei der vorgeschlagenen neuen Architektur mit dar, dass ein widerstandsintensiver Schiebflug oder Querneigungswinkel durch die zentrale Anordnung des Triebwerkes bei Triebwerksausfall nicht notwendig ist und, dass durch die Blattverstellung, ggf. durch Anpassung an die veränderte Geschwindigkeit, infolge des Triebwerksausfalls das verbleibende Schubniveau ggf. noch weiter leicht gesteigert werden kann.

Bei der Staffelung der Rotoren sollte weiterhin darauf geachtet werden, dass der Abstand der Rotorebenen größer ist als die maximale Einzelschaufelerstreckung in Spannweitenrichtung. Sollte sich im Betriebszustand des Rotors ein Blatt lösen oder ein Schaufelteil abbrechen, so fliegt es aufgrund der wirksamen Zentrifugalkräfte deutlich schneller nach außen (2040,0 g), als es durch seinen Eigenwiderstand in der Strömung nach hinten gleitet (max 18,1 g) oder durch die noch wirksamen Antriebskräfte nach vorne bewegt wird (max. 25,5 g). Dadurch besteht nicht die Gefahr, dass ein Bruchstück eines Rotors in den anderen Rotor mit hinein gerät und diesen beschädigt.

Die unsymmetrische Beschädigung von Rotorschaukeln in einem ausgezeichnetem Winkelbereich des Rotors führt zu einem unsymmetrischen Trägheitsmoment hinsichtlich der Rotordrehachse mit der Gefahr, dass der Rotor in Eigen- und Kippschwingungen gerät. Beim Referenztriebwerkstyp würde in Folge die Lageranordnung durch diese Kräfte so stark überlastet werden, dass der Fan sowie weitere mit ihm gekoppelte Triebwerkskomponenten zerstört würden, so dass das Triebwerk komplett ausfallen würde.

Bei der neuen Triebwerksarchitektur mit der Lagerung der offenen Rotoren um den Rumpf, fällt die Lagerung des Fans nicht überspitzt ausgedrückt singular angeordnet in der Rotorachse zusammen. Vielmehr stellt sich durch die Lagerung um den Rumpf eine vergrößerte Stützbreite der Lager von deutlich über 4 m ein. Somit ergibt sich auch eine ebenfalls deutlich größere Resistenz gegenüber Kipp- und Eigenschwingungen sowie gegenüber einem unrunder Lauf infolge der unsymmetrischen Beschädigung mehrerer Schaufeln eines Rotors. Daher wird bei dieser Architektur damit gerechnet, dass ein schadenstoleranter Weiterbetrieb eines beschädigten Rotors mit einer abgeschwächten Schuberzeugung für eine bestimmte ausgezeichnete Zeit möglich sein wird, so dass das Flugzeug nach einer Beschädigung eines oder sogar beider Rotoren trotzdem mit Schub zum Flughafen zurückkehren kann. Eine solche schadenstolerante Auslegung findet sich bereits in eingeschränkter Form beim Airbus A 400m, dessen Propeller hier in Folge Beschusses geschädigt, schadenstolerant weiter betrieben werden können und abgeschwächt Schub für eine gewisse Zeit erzeugen können.

Der Betrieb von Propellern zum Rollen am Boden im Flugbereich ist von Turbopropflugzeugen bekannt. Zum Heranrollen an mit Fingern angeordnete Terminalpositionen könnte es aber zweckhafter sein, statt der offenen Rotoren ein Electric Taxiing System zu benutzen. Werden die Rotoren an die Turbinen über eine sogenannte Free Power Turbine angetrieben, so können die Rotoren gebremst und stillgelegt werden, wobei die Wellentriebwerke, beispielsweise zur elektrischen Energieerzeugung, weiterlaufen können.

Würde am Boden das Bugfahrwerk kollidieren (nose gear collapse), so würden die Fansysteme, falls in der Ebene des Ursprungfans oder dahinter angeordnet, nicht beschädigt. Falls ein Rotorsystem knapp vor dieser Ebene angeordnet werden müsste, würden einige Fanblätter im unteren Bereich des Rotors möglicherweise beschädigt und müssten ausgetauscht werden.

10 LÄRMAUSWIRKUNG

Entsprechend der noch folgenden Anfangsauslegung wird entgegen des Ursprungfans des CFM Triebwerks die Blattspitzengeschwindigkeit beim Start von 470 m/s auf 256 m/s um 54,6 % reduziert und liegt damit mit Ma 0,79 nur 8 % über der des A 400m beim Start.

Bei in etwa selber Schaufelerstreckung in Spannweitenrichtung wie beim ursprünglichen CFM Triebwerk wird bei einer Reduzierung der Winkelgeschwindigkeit um 85% nun eine 7,5fache größere Fläche von den Blättern im Umlauf überstrichen. Wird Lärmenergie als Druckenergie verstanden, so verteilt sie sich nun auf eine deutlich gesteigerte Fläche. Die Machzahl an der Blattspitze wird von Ma = 1,4 auf Ma 0,79 reduziert. Effektiv d.h. mit Berücksichtigung der Blattfeilung liegt sie bei der Endgeschwindigkeit des Starts $v_2 = 85$ m/s bei 0,60 und somit deutlich unterhalb von Ma 0,85 [vgl.15]. Dadurch sollte der Lärm gegenüber dem Fan der Referenzflugzeugkonfiguration nennenswert reduziert werden.

Gegenüber einem Betrachter außerhalb des Flugzeuges wird die Lärmabstrahlung eines Rotors auf einem Winkelbereich von etwa 160° des Rotorbereichs durch den Rumpf abgeschirmt.

Erste abschätzende Rechnungen eines Vergleichsrotors mit Hilfe des Java Applets für die Flugzeuglärmmittlung der TU Berlin sind in ihrem Ergebnis zwar nicht ganz eindeutig, doch deuten sie mit eine Reduzierung des Fan Lärms von etwa 68 auf 48 dB eine Senkung um 20 dB an. Beim Vergleichsrotor wurde für das Kreisringrotorelement ein äquivalenter Rotor gerechnet, der als Durchmesser die doppelte Schaufelspannweite des Kreisringrotors aufweist (1,73m), wobei die Rotorumdrehungszahl mit dem Verhältnis aus Durchmesser Kreisringrotor (6,2m) zu dem Durchmesser des Ersatzrotors (1,73m) entsprechend hochkaliert wurde. Unklar ist hier, inwieweit die bestehenden Verfahren auf die neue Triebwerksarchitektur angewendet werden können. Hier sind noch weitere Forschungen notwendig. Darüber hinaus wird der Strahlärm durch Verwendung von TP-Triebwerken mit niedrigen Austrittsgeschwindigkeiten deutlich gesenkt, zumal der Austritt zur Seite und nach unten durch eine Führung zusätzlich geschirmt wird. Auch der Verdichter – und Triebwerkslärm wird durch versenkte Installation im Kompartiment nach außen hin wirksam abgeschirmt.

In heutigen Flugzeugen verursacht der Fan auf den vorderen benachbarten Passagierbereich im Anfangssteigflug oft eine störende, gerichtete Lärmabstrahlung, wobei ansonsten seine Lärmwirkung akzeptabel ist. Deshalb ist genauer zu untersuchen, inwieweit der Open Rotor im vorderen Rumpfbereich das Kabinenlärmniveau erhöhen könnte. Entgegen dem Ursprungfan sollte sich ein insgesamt geringeres Lärmniveau einstellen. Gegenfalls läßt sich der Fan durch ein hydrostatisches Lager (z.B. Öllager) so drehbar gegenüber dem Rumpf lagern, dass Lärm und Vibrationen am Rotor vom Rumpf über den Strukturpfadentkoppelt werden. Das Lager kann dabei auch aktiv dämpfend geregelt werden. Für die Zukunft ist auch eine nahezu reibungsfreie, berührungslose, radiale Lagerung

des Rotors mit einem Magnetlager außen am Rumpf denkbar.

Im Vergleich zur bisherigen Open-Rotor Konfiguration fällt die Schaufelerstreckung in Spannweitenrichtung geringer aus, wodurch Biegeschwingungen und Vibrationen einfacher zu dämpfen sind und sich die Eigenfrequenzen verschieben.

Die große Stützbreite in der Lagerung reduziert die Empfindlichkeit gegenüber Kippschwingungen des Rotors und dessen unruhigen Lauf.

Ein „synchrophasing“ Betrieb beider gegenläufiger Rotoren zueinander könnte zusätzlich durch Interferenzen bedingten Lärm vermindern senken.

Sollte der Lärm nach außen weiter vermindert werden, so ist es denkbar, den Rotor außen durch eine kreisförmige Umfangsummantelung zu manteln. Dabei könnte diese Ummantelung für den Start auch nur nach unten und zur Seite über einen bestimmten Winkelbereich ausgeführt sein. Dadurch wird der Startschub zwar gesteigert, doch der Wirkungsgrad im Reiseflug durch die zusätzliche bespülte Fläche und die Interferenzen um schätzungsweise 5 – 10 Prozentpunkte vermindert.

Im Folgenden soll die Kraftstoffersparnis, die mit dieser Triebwerksanordnung gegenüber dem Referenzflugzeug möglich wird, näher quantifiziert werden.

11 MÖGLICHE WEGE VON KRAFTSTOFFEINSPARUNGEN AUF GESAMTFLUGZEUGEBENE

Grundsätzlich kann eine Kraftstoffersparnis für ein Flugzeug auf zwei verschiedene Art und Weise erreicht werden. Zum einen kann der spezifische Brennstoffverbrauch des Triebwerks, auch bekannt als specific fuel consumption, sfc, gesenkt werden. Der spezifische Brennstoffverbrauch ist an dieser Stelle für das installierte Triebwerk definiert als die Masse an Treibstoff pro Zeit, z.B. für eine Stunde, geteilt durch den damit erreichten Nettoschub, also den wirklich im Flug für das Flugzeug erreichten Schub unter Berücksichtigung aller auftretenden Verluste. Gemäß (2) [4] ist der spezifische Brennstoffverbrauch proportional zur Fluggeschwindigkeit, dem Brennwert des Treibstoffes und zum Vortriebs- η_{VOR} und thermischen Wirkungsgrad η_{TH} formulierbar. Wird also einer der beiden Wirkungsgrade, thermischer Wirkungsgrad oder Vortriebswirkungsgrad, verbessert, so schlägt sich dies direkt in einem niedrigeren spezifischen Brennstoffverbrauch nieder.

$$B_s = \frac{c_0}{\eta_{TH} \cdot \eta_{VOR} \cdot H_U} \quad (2)$$

Zum Zweiten kann der Missionstreibstoffverbrauch auch dadurch gesteigert werden, dass das benötigte Schubniveau am Flugzeug insgesamt geringer ausfällt. Dies kann durch eine Verbesserung der aerodynamischen Güte, insbesondere durch eine Widerstandsreduzierung oder durch eine Gewichtsreduktion am Gesamtflugzeug (Flugzeugzelle + Triebwerk) erreicht werden.

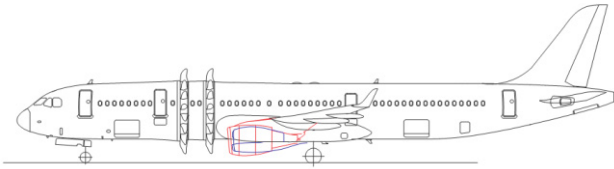


BILD 9. Die Triebwerksgondeln und Pylone der Ursprungstriebwerke (rot) entfallen zugunsten deutlich kleinerer Lufteinlässe für die Turboproptriebwerke

12 KRAFTSTOFFSPARPOTENTIAL DER NEUEN TRIEBWERKSARCHITEKTUR ANEA

Es soll nun das grundsätzliche Potential hinsichtlich der Treibstoffersparnis dieser Triebwerksarchitektur ermittelt werden. Dazu soll zunächst im besten Fall der maximal erreichbare Vortriebswirkungsgrad η_{VOR} ermittelt werden. Für den Grenzfall, dass der Rotorwirkungs- und der Einbauwirkungsgrad gleich eins sind und dass ansonsten keine Übertragungsverluste bei der Wandlung von Wellenleistung in Vortriebsleistung anfallen, stellt er den idealen Fall dar. Damit kann das optimal mögliche Potential dieser Architektur bezüglich des Vortriebswirkungsgrades zunächst ausgelotet werden, dass zwar in der Realität nie erreicht werden wird. Jedoch können spätere Ausführungen in der Praxis mit ihrem verlustbehafteten Wirkungsgrad an diesem Referenzwert dann gemessen werden.

Im Reiseflug eines turbinenluftstrahlgetriebenen Flugzeuges bei der Geschwindigkeit der besten Reichweite liegt die aerodynamische Güte als der erreichte Kehrwert des Gleitverhältnisses $(C_W/C_A)_{opt}$ um den Faktor 1,154 [17] unter dem Bestmöglichen von hier 17,5 [15]. Unter Vernachlässigung der Tatsache, dass der Widerstand über die Mach- und Reynoldszahl von der Flughöhe abhängig ist, ist flughöhenunabhängig zum stationären Reiseflug daher ein mittlerer Reiseschub von $F_{m,R} = 37425 \text{ N}$ notwendig.

$$F_{R,m} = \frac{m_{M,R} \cdot g}{1,154 \cdot \left(\frac{C_A}{C_W}\right)_{opt}} \quad (4)$$

Gemäß der idealen Strahltheorie ist bei einer vorgegebenen Rotorfläche A_{PROP} die Geschwindigkeitserhöhung $\Delta v_i = (c_j - c_0)$ notwendig, um ein Flugzeug mit der mittleren Reiseflugmasse von $m_{R,m}$ bei einer geforderten Reisefluggeschwindigkeit von $c_0 = 231,6 \text{ m/s}$ in einer Reiseflughöhe von hier gewählten 25000ft zu bewegen. Die ermittelte Geschwindigkeitserhöhung Δv_i wird durch das Rotorsystem aus zwei konzentrischen, gegenläufigen Rotoren mit der Schubkreisringfläche von 15 m^2 aufgebracht, die die erbrachte Geschwindigkeitserteilung unter sich aufteilen. Die Schubkreisfläche wird in diesem Fall bei konzentrischen Rotoren nur einfach gezählt. Mit Einfachzählung der Schubkreisfläche liegt damit das maximal erzielbare Nebenstromverhältnis bei Festhalten der für beide Triebwerkstypen (CFM56 und TP400) identischen Eintrittsquerschnittsfläche des Kernstroms von $0,29 \text{ m}^2$ geometrisch bedingt begrenzt bei 24,5.

$$F_{R,m} = \rho_R \cdot \left[\frac{c_j + c_0}{2}\right] \cdot A_{Rot} \cdot (c_j - c_0) \quad (5)$$

An dieser Stelle wird mit 25000 ft zunächst eine relativ niedrige Reiseflughöhe gewählt. Generell ist hier es auch möglich, z.B. im Hinblick auf eine niedrigere Umgebungstemperatur für den thermodynamischen Kreisprozess, hier eine größere Flughöhe zu wählen, beispielsweise 30000ft. Die geringe Flughöhe wird hier zunächst aus mehreren Gründen gewählt. Zum einen kann in dieser Flughöhe, wie ähnlich schon in [15] veröffentlicht, mit einer Reisefluggeschwindigkeit von 231,6 m/s, also bei einer Ma Zahl von 0,76 über Grund genau so schnell geflogen werden wie bei der im Betrieb üblichen Geschwindigkeit beim A320 von Ma 0,78, z.B. in 30000 und 37000ft [18]. Dies liegt an der Höhen- und somit an der Temperaturabhängigkeit der Machzahl. Die maximal im Flughandbuch dargestellte Reisefluggeschwindigkeit wird beim A320 in 37000ft bei 236,6 m/s [18] erreicht und ist damit nur 2% höher als die jetzt innerhalb der Mission geflogene Geschwindigkeit in 25000ft. Dies entspricht einem maximalen möglichen Zeitvorteil des Referenzflugzeuges in der Mission von 1,2 Minuten pro Stunde Reiseflug. Mit einer niedrigen Flughöhe kann zusätzlich beim Climb Treibstoff gespart werden, weil gerade das Steigen auf höhere Flughöhen wegen des nachlassenden Steigvermögens von Flugzeugen mit der Höhe längere Zeit dauert und mehr Treibstoff erfordert. Zusätzlich könnte die Umweltauswirkung der Emission in dieser geringen Flughöhe niedriger ausfallen, da nicht, wie in der Tropopause, der vertikale Luftaustausch durch die Temperaturschichtung behindert wird. Die zu erwartende Verweilzeit und Umweltauswirkung der Partikel und Schadstoffe in der Atmosphäre fällt damit in niedriger Flughöhe tendenziell geringer aus.

Mit der ermittelten Geschwindigkeitserteilung

$\Delta v_i = (c_j - c_0)$ kann mit der bekannten Reisefluggeschwindigkeit c_0 der bestmögliche Vortriebswirkungsgrad der Triebwerksarchitektur unter idealen Bedingungen bestimmt werden

$$\eta_{VOR} = \frac{2 \cdot c_0}{c_0 + c_j} \quad (1)$$

Dieser ergibt sich zu: $\eta_V = 0,961$

Mit Vergleich zum Referenzflugzeug mit einem Vortriebswirkungsgrad von $\eta_{V,RF} = 0,722$ fällt der bestmögliche Vortriebswirkungsgrad der Triebwerksarchitektur 23,9 Prozentpunkte oder um 33% besser aus. Falls die beteiligten Komponenten einen Komponentenwirkungsgrad von 1, die Wandlung verlustfrei gelänge und der Einbauwirkungsgrad ideal wäre, könnten somit alleine durch die Verbesserung des Vortriebswirkungsgrades nach (2) 24,8% Treibstoff eingespart werden. Der Vortriebswirkungsgrad stellt zugleich den Grenzfall für den in der Praxis maximal erreichbaren Propellerwirkungsgrad dar [4, S.442].

In Wirklichkeit ist dieser ideale Vortriebswirkungsgrad jedoch nicht erreichbar, da der Rotor einen Rotorwirkungsgrad, hier vereinfacht als bezeichnet Propellerwirkungsgrad aufweisen wird, der ungleich eins ist. Darüber hinaus ergibt sich für die Integration des Rotors am Flugzeug ein Einbauwirkungsgrad, und auch bei der Wandlung von mechanischer Wellenleistung in Vortriebsleistung treten Verluste auf. Im Folgenden soll der in der Praxis erreichbare Gesamtwirkungsgrad der Triebwerksarchitektur abgeschätzt werden.

Der erreichbare Propellerwirkungsgrad oder Rotorwirkungsgrad η_R bei einem Außendurchmesser des Rotors von 6,2 m und einem Innendurchmesser von 4,4m, also bei insgesamt verändertem Nabenverhältnis d_i/d_a beträgt $\eta_P = 0,887$ [19]. Dieser Wert wird durch Literaturangaben von Rotoren ähnlicher Außenabmaße und Schubkreisflächen gestützt. Bei konzentrischen, gegenläufigen Rotor-systemen fällt der Gesamtpropellerwirkungsgrad beider Stufen noch einmal um 7-8% [8, S. 73; 9] verbessert aus. Grund hierfür sind unter anderem die Rückgewinnung des Propellerdralls (swirl recovery). Als Konsequenz ergibt sich ein Propellerwirkungsgrad η_{RR} des Rotorsystems von 0,949 unter Reiseflugbedingungen. Tabelle 2 zeigt beispielhaft charakteristische Auslegungsparameter für den ersten Ansatz einer möglichen aerodynamischen Auslegung eines Einzelpropellers des gegenläufigen Rotoren-systems, jeweils für die Betriebspunkte Start- und Anfangssteigflug. In der Auslegung wurde das veränderte Nabenverhältnis bereits berücksichtigt.

	Cruise	Initial Climb
Fluggeschwindigkeit m/s	232	85
Flughöhe ft	25000	50
Ma Zahl	0,75/ 0,77*	0,25
Außen-/ Innendurchmesser	6,2 m / 4,4 m	
Hu- to Tip ratio	0,41	
Drehzahl n U/min	780	790
Fortschrittsgrad $J=v/nD$	2,94	1,08
Erzeugter Schub N	18600	68260
Blattanzahl	vorläufig 36 tbd	
Blatteinstellwinkel 75%	53,6°	31,2°
Blatt-Tip Ma / effektive Ma Zahl mit ca. 55 % Pfeilung Blattspitze (wie am A400m Propeller [15])	1,120/ 0,848	0,794/ 0,602
Zuspitzung/ Pfeilung Blattspitze	0,25/ 55°	
C_T	0,1357	0,2182
C_P	0,4495	0,3054
C_S	3,45	1,32
Getriebeuntersetzungsverhältnis Wellenturbine zum Open Fan	10,7 :1	
Propeller (Rotorwirkungsgrad)	0,887	0,744

TAB 2. Charakteristische Auslegungsparameter eines Einzelrotors des Rotorsystem für Start (climb) und Reiseflug als Ergebnis erster Ansätze von Auslegungs-rechnungen [19] *Erhöhung der Ma der Anströmung durch Verdrängungswirkung des Rumpfes um dMa 0,02

Bei der Übertragung der Wellenleistung des Turbotriebwerks zum Fan über das Getriebe soll unter Berücksichtigung der Lager ein Verlust von 1,5% der Wellenleistung angenommen werden, sodass sich der mechanische Übertragungswirkungsgrad inklusive Getriebewirkungsgrad zu $\eta_{\dot{U}} = 0,985$ ergibt.

Der Einbauwirkungsgrad der Rotoren kann in einem ersten Ansatz laut Dornier [20] nach dem relativen Flächenverhältnis A_{wet}/A_{Rot} aus Widerstandsfläche zur Rotor-kreisfläche ermittelt werden und beträgt damit für zweistufige Propeller, hier als Tandempropeller bezeichnet, mit einem Fortschrittsgrad von $J=2,94$ und einem relativen abgeschätzten Flächenverhältnis $A_{WET}/A_{PROP} = 0,3$ $\eta_E = 0,95$. Die Berechnungsmethode wurde bisher hauptsächlich für kleinere und mittlere Flugzeuge angewandt,

wird hier an dieser Stelle aus für größere Flugzeuge adaptiert, weil keine passenderen Methoden verfügbar sind.

Für den Gesamtwirkungsgrad als Gütekriterium der Wandlung von der Wellenleistung der Wellenturbinen in Vortriebsleistung ergibt sich damit ein Wert von

$$\eta_G = \eta_E \cdot \eta_{RR} \cdot \eta_{\dot{U}} \quad (6)$$

$$\eta_G = 0,888$$

Da der Vortriebswirkungsgrad direkt in den spezifischen Kraftstoffverbrauch eingeht, kann mit dem im direkten Vergleich mit dem in Abschnitt 5.1 ermittelten Vortriebs-wirkungsgrad des Referenztriebwerkes von $\eta_{V,RF} = 0,722$ dargestellt werden, wieviel Kraftstoff gegenüber der Referenzflugzeug-Triebwerkskombination gespart werden kann. In Bezug auf die Referenz verbessert sich der erreichbare Vortriebswirkungsgrad nach (2) im Reiseflug um 16,6 Prozentpunkte oder um 23%. Allein durch die Verbesserung des Vortriebswirkungsgrades können somit nach (2) 18,7% des Kraftstoffs im Reiseflug zur Referenz eingespart werden. Dies entspricht zunächst in etwa den erzielbaren Kraftstoffeinsparungen, die auch von bisherigen Open-Rotor Konfigurationen in Hecklage des Flugzeuges erreicht werden können und ebenfalls auf einer merklichen Verbesserung des Vortriebswirkungsgrades basieren.

12.1 Erhöhte Kraftstoffeffizienz durch veränderte Triebwerksanordnung

Darüber hinaus entfallen durch die vorgestellte Triebwerksarchitektur die üblichen Triebwerksgondeln der beiden Turbofantriebwerke mitsamt ihren Pylonen. Die Triebwerke machen bei zweistrahligen Verkehrsflugzeugen üblicherweise im Reiseflug etwa 10% des Nullwiderstandes aus. Bild 10 zeigt hier eine Aufstellung des Nullwiderstandes nach Komponenten nach der Widerstandsabschätzung nach Raymer für den Airbus A320. Mithin den Pylonen (ca. 3%) macht hier die Triebwerksanordnung etwa 14% des Nullwiderstands aus. Bei der Geschwindigkeit der besten Reichweite im Reiseflug stellt der Nullwiderstand flugzustandsbedingt $\frac{1}{4}$ des Gesamtwiderstandes dar, damit vermindert sich der Gesamtwiderstand und somit der notwendige Schub des Kurzstreckenflugzeuges im Reiseflug zunächst um ungefähr 10,5%.

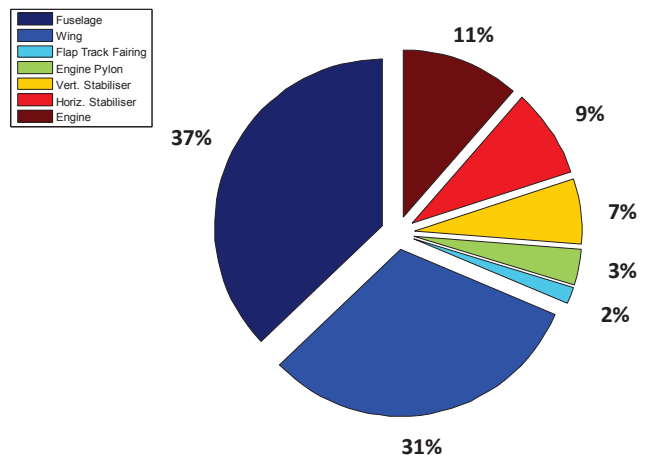


BILD 10. Triebwerke und Pylonen machen zusammen im Reiseflug etwa 14% des Nullwiderstands aus

Stromabwärts hinter den Propellerebenen wird der Rumpf durch die zusätzliche Geschwindigkeitserteilung $\Delta v_i v_i$ der Rotoren mit einem höheren Staudruck beaufschlagt, was den Rumpfwiderstand erhöht. Zugleich verändert sich die Reynolds-Zahl für den Rumpf aufgrund der höheren Geschwindigkeit, was das Widerstandsniveau begleitend tendenziell herabsetzt. Für den aerodynamischen Zulauf und Ablauf werden vor und hinter den Rotorebenen aerodynamische Verkleidungen zur besseren aerodynamischen Formgestaltung vorgesehen, die den zylindrischen Rumpf ebenfalls ringförmig umschließen. Sie führen zu einer leichten Erhöhung der bespülten Oberfläche des Rumpfes um nur $0,05 \text{ m}^2$. Des Weiteren werden noch aerodynamische Einläufe vorgesehen, die im Eintrittsquerschnitt in etwa größenordnungsgemäß wie bei Turbopropmaschinen ausfallen (nicht mit der Triebwerksgondel von Turboproptriebwerken zu verwechseln) und mit ihrer Formgebung zu einer weiteren Erhöhung der bespülten Oberfläche des Rumpfes führen. Auch für diese Komponenten wird, falls sie hinter den Rotorebenen liegen, für die Widerstandserhöhung der erhöhte Staudruck angesetzt.

Bilanzierend ergibt sich als Ergebnis, dass der Rumpfwiderstand um 9,4% steigt, während der Triebwerks- und Pylonwiderstand von zusammen 14% des Nullwiderstandes entfallen. Der Gesamtwiderstand des Flugzeuges im Reiseflug fällt damit um 5,8%. Um denselben Betrag vermindert sich dadurch der benötigte Schub und somit auch der benötigte Missionskraftstoff im Reiseflug.

12.2 Erhöhung der Kraftstoffeffizienz durch Erhöhung des thermischen Wirkungsgrads

Der thermische Wirkungsgrad steht für die Qualität des Triebwerkes als Wärmekraftmaschine und gibt das Verhältnis an, wie viel der im Treibstoff enthaltenen Energie in Schub bzw. in Wellenleistung umgesetzt werden kann. Bei konstantem Wirkungsgrad der Einzelkomponenten des Triebwerkes ist der thermische Wirkungsgrad bei Turbofantriebwerken abhängig von der Turbineneintrittstemperatur (TET) und dem Gesamtdruckverhältnis (OPR). Da Turbofantriebwerke und Turboproptriebwerke prinzipiell im Triebwerkskern thermodynamisch ähnlich arbeiten, soll in dieser Veröffentlichung zunächst aus Ermangelung passender Untersuchungen zu Turboproptriebwerken davon ausgegangen werden, dass Steigerungen des thermischen Wirkungsgrades für Turbofantriebwerke in ähnlicher Weise auch auf Turboproptriebwerke übertragbar sind. Hierbei ist allerdings zu beachten, dass Turboproptriebwerke im Allgemeinen ein niedrigeres Gesamtdruckverhältnis aufweisen als Turbofantriebwerke, sodass anzunehmen ist, dass auch der übliche thermische Wirkungsgrad von Turboproptriebwerken sich auf einem grundsätzlich niedrigeren Ausgangsniveau befindet als bei Turbofantriebwerken. Die an sich in etwa also gleiche Steigerung im thermischen Wirkungsgrad wie bei Turbofantriebwerken findet also bei Turboproptriebwerken, ausgehend von einem niedrigeren Ausgangsniveau her, statt.

Bei Turbofantriebwerken lässt sich der thermische Wirkungsgrad, gemessen am Joule Prozess prinzipiell, durch eine Erhöhung der TET oder des OPRs steigern [1, S.23]. Jedoch sind Turboproptriebwerken in ihrer Architektur bisher einfacher ausgelegt und erreichen ein niedrigeres Gesamtdruckverhältnis und eine geringere TET. Daher soll für Turboproptriebwerke in einem konservativen Ansatz zunächst davon ausgegangen werden, dass sich der thermische Wirkungsgrad durch konventionelle Maßnah-

men zunächst nicht weiter steigern lässt. Dabei soll aber das Bewusstsein erhalten bleiben, dass hier trotzdem zukünftig Potential vorhanden ist, das und möglicherweise durch geeignete technologische Maßnahmen in der Praxis verwirklicht werden kann.

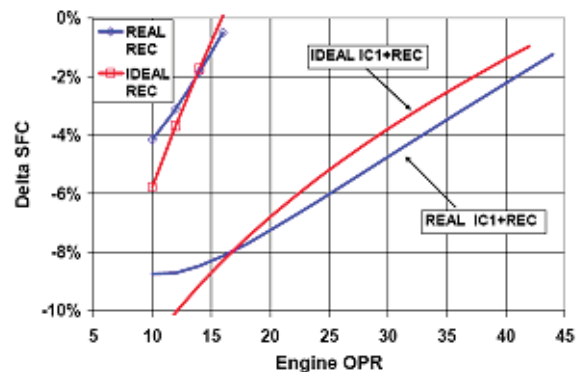


BILD 11. SFC-Reduktion durch rekuperative Maßnahmen (Zwischenkühlung in der Verdichtung und Abgaswärmetauscher) gegenüber OPR im Reiseflug (TET1600k) zur Referenz konventioneller Kreisprozess (OPR 40) [1]

Mit weiteren technologischen Maßnahmen ist es bei Turbofantriebwerken zudem prinzipiell möglich, den zu Grunde liegenden thermodynamischen Kreisprozess so abzuändern, dass noch höhere thermische Wirkungsgrade zu erzielen sind. Diese Maßnahmen sind beispielhaft im IRA Triebwerk (Inter-cooled Recuperative Aero Engine) von MTU zusammengefasst und beinhalten eine Zwischenkühlung bei der Verdichtung, eine Abgasrückkühlung durch einen Rekuperator und ggf. eine zusätzliche Vorwärmung des Brennstoffmassenstroms [4, 1]. Dabei gilt es derzeit als besondere Herausforderung, diese Technologien mit ihrem hohen Volumenbedarf so an einem Turbofantriebwerk zu installieren, dass der Widerstand der Triebwerksgondel nicht unverhältnismäßig stark ansteigt. Gleichzeitig sorgt die geforderte hohe volumenspezifische Integrationsdichte für eine weitere Steigerung des Zusatzgewichtes, sodass für IRA Triebwerke ein Triebwerkszusatzgewicht von insgesamt 5-24% [1, S.38] projiziert wird.

Es soll an dieser Stelle davon ausgegangen werden, dass die erwähnten Verbesserungen durch unkonventionelle Maßnahmen wie Zwischenkühlung bei der Verdichtung, einem Rekuperator zur Abgaswärmenutzung und eine Brennstoffvorwärmung für ein Turbofantriebwerk in ähnlicher Weise auf Turboproptriebwerke so übertragbar sind, dass sich ein Turboproptriebwerk mit einer veränderten Triebwerksarchitektur unter Einbeziehung dieser Maßnahmen mit einem reduzierten spezifischen Brennstoffverbrauch zukünftig realisieren lässt. Dafür gilt als guter Grund, dass rekuperative Maßnahmen an Triebwerken mit niedrigeren Gesamtdruckverhältnissen wie bei Turboproptriebwerken relativ besonders stark wirken. Mit der neuen Triebwerksarchitektur ist für diese Maßnahmen zudem ein deutlich höheres Volumen innerhalb des Triebwerkskompartments verfügbar, was die Integration und das Gewicht der zusätzlichen Bauteile vermindern könnte. Allerdings gehen diese Verbesserungen im thermischen Wirkungsgrad bei Turboproptriebwerken von einem niedrigeren Ausgangsniveau aus. Für ein Gesamtdruckverhältnis OPR von 25, wie beim Turboproptriebwerk TP400

vorliegend, wird gemäß Abbildung 11 daher mit einer Steigerung beim thermischen Wirkungsgrad und ein Rückgang im spezifischen Brennstoffverbrauch von 6% gerechnet.

Dabei ist es gut möglich, dass die oben beschriebenen technologischen Maßnahmen die Kraftstoffeffizienz bei Turboproptriebwerken im Vergleich zu Turbofantriebwerken noch weiter erhöhen können. In [4] wird ein projektiertes Turboproptriebwerk für einen U-Bootjäger vorgestellt, bei dem durch rekuperative Maßnahmen eine Verbesserung des spez. Brennstoffverbrauchs von 36% erwartet wurde. Der Preis für diese Wirkungsgradsteigerung war damals eine durch den Rekuperator bedingt gesteigerte Länge des Triebwerkes, welche die Integration des Triebwerkes in eine Triebwerks gondel üblicher Abmaße erschwerte.

12.3 Einsparungen im Missionstreibstoff durch veränderte Triebwerksanordnung

Im Folgenden werden nun die Kraftstoffeinsparungen nur durch die veränderte Triebwerksarchitektur (Erhöhung des Vortriebswirkungsgrades und der veränderten Triebwerksanordnung) erst einmal ohne Berücksichtigung einer möglichen Erhöhung des thermischen Wirkungsgrades der Triebwerke in einer Praxisbetrachtung unter Einbeziehung der heute verfügbaren Triebwerkstechnologie ermittelt.

Dazu wird auf Basis einer A320 Konfiguration diese mit zwei TP400 Turboproptriebwerken mit je 8200kW ESP ausgestattet, die vor der Main Landing Gear Bay in einem Kompartiment versenkt installiert sind und zwei gegenläufige offene Rotoren über am Rotorring integrierte Untersetzungsgetriebe über Übertragungswellen antreiben. Innerhalb der Missionsrechnungen wird dann die notwendige Wellenleistung der Triebwerke unter Berücksichtigung des jeweiligen verlustbehafteten Gesamtwirkungsgrades und des erhöhten Rumpfwiderstandes berechnet. Mit dem im Abschnitt 6 berechneten spezifischen Treibstoffverbrauch PSFC kann dann der notwendige Missionstreibstoff berechnet werden.

Dieser wird dann mit dem benötigten Gesamttreibstoff der A320 Referenzflugzeugkonfiguration aus der praktischen Operation verglichen, der mit Daten aus dem FCOM [18] ermittelt wurde. Dabei ist zu beachten, dass der thermische Wirkungsgrad, der Vortriebswirkungsgrad und das sfc bei der Referenzkonfiguration mit Temperatur und Geschwindigkeit entsprechend der Realität variieren. Bei der ANEA Konfiguration ist der spezifische Verbrauch PSFC in den bisherigen Rechnungen noch konstant und zeigt noch keine Abhängigkeit von Geschwindigkeit und Höhe, was dazu führen könnte, dass die Treibstoffersparnis auf hoher Flughöhe und bei großer Reisefluggeschwindigkeit eventuell in Wirklichkeit größer ausfallen könnten, in kleiner Flughöhe geringer.

Referenzflugzeug Flug in FL bei Ground Speed in kt		FL 250 400 kt	FL 300 460 kt	FL370 450 kt
ANEA 1 h Reiseflug	FL 250 450 kt	-7,7%*	-17,6%	-2,5%
ANEA 1 h Reiseflug und Climb auf FL		-11,1%*	-22,6%	-18,0%
ANEA 1 h Reiseflug	FL 300 450 kt	-	-25,6%	-11,9%
ANEA 1 h Reiseflug und Climb auf FL		-	-24,0%	-19,5%
ANEA 1 h Reiseflug	FL 370 450 kt	-	-	-20,8%
ANEA 1 h Reiseflug und Climb auf FL		-	-	-20,5%

TAB 3. Veränderungen im Missionstreibstoff der ANEA Konfiguration gegenüber der Referenzkonfiguration in Abhängigkeit des FL und der Geschwindigkeit (* eingeschränkte Vergleichbarkeit, da Geschwindigkeit der ANEA-Konfiguration 12,5% höher als Referenzkonfig.)

Tabelle 3 zeigt in einem Ausschnitt hierbei die relativen Einsparungen im Missionskraftstoff der ANEA Konfiguration im Gegensatz zum Referenzflugzeug im Reiseflug pro Flugstunde auf verschiedenen Flughöhen. Zusätzlich zeigt sie die Einsparungen auf einer Mission mit 1h Flugzeit im Reiseflug mitsamt dem Steigen auf Reiseflughöhe, auch für verschiedene Flughöhen. Dies entspricht in erster guter Näherung auch dem Missionstreibstoff einer dazugehörigen Mission mit einer Stunde Reiseflughöhe, da der Kraftstoff im Descend und Anflug bei beiden Konfigurationen erfahrungsgemäß ähnlich ausfallen wird und der Start nur etwa 0,7 Minuten in Anspruch nimmt. Dabei wurde beim Steigen eine um 20% reduzierter Kraftstoffmenge bei der ANEA Konfiguration berücksichtigt.

In den Missionsrechnungen zeigt sich, dass die zwei TP 400 Turboproptriebwerke das Flugzeug mit Auslegungsnutzlast und Abfluggewicht 60t in sämtlichen Flugzuständen betreiben konnten und bis zu einer Reiseflughöhe von 25000ft in jedem Fall genug Leistung bereitstellen können, um über Grund genauso schnell zu fliegen, wie das Referenzflugzeug in 37000 ft mit Ma 0,78. In Abhängigkeit der wirklichen Leistungsabnahme der TP-Triebwerke mit der Höhe könnte auch ein Reiseflug auf FL300 und FL370 bei vergleichbaren Reisefluggeschwindigkeiten möglich sein, ggf. müsste hier aber die Antriebsleistung der Turboproptriebwerke um 10-15% gesteigert werden, was detaillierte Rechnungen noch zeigen müssen.

Es zeigt sich, dass mit der heute verfügbaren Technologie durch die veränderte Triebwerksanordnung der ANEA Konfiguration Einsparungen im Missionstreibstoff im Bereich von 20% möglich werden. Dabei ist auffällig, dass falls in niedrigeren Flughöhen gegenüber der Referenz geflogen wird, sich ebenfalls Ersparnisse im Missionstreibstoff einstellen, die knapp unter 20% liegen. Diese sind bedingt durch das Steigen auf eine niedrigere Flughöhe und die Kraftstoffersparnis beim Steigen selbst. Dadurch könnte es interessant werden mit solchen Flugzeugkonfigurationen in niedrigeren Reiseflughöhen zu fliegen

13.4 Erreichbare Kraftstoffeinsparungen auf Gesamtflugzeugebene

Es soll nun für die ANEA Konfiguration die zukünftig mögliche Einsparung im auf Gesamtflugzeugebene ermittelt werden.

Auf Standardkurzstreckenmissionen des Airbus A 320 können nach [21,22] Kraftstoffeinsparung durch Electric Taxi von 3 % erreicht werden, bei der das Mehrgewicht des Systems bereits berücksichtigt ist.

Für die mittelfristige Zukunft wird durch eine Reduzierung des Strukturleergewichts eine Kraftstoffersparnis bei Mittelstreckenverkehrsflugzeugen bis 2020 von potentiell 10% erwartet [1]. Hier an dieser Stelle sollen 5 % Kraftstoffersparnis durch Verbesserungen im Strukturgewicht angenommen werden, die bereits beim A 320 NEO in dieser Größenordnung verwirklicht werden könnten.

Verbesserungen der aerodynamischen Güte des Flugzeuges sollen eine Installation von Winglets bzw. Sharklets sowie ein Reshaping der Bellyfairing beinhalten und zu einer Kraftstoffeinsparung gegenüber dem Referenzflugzeug von 4% auf Flugzeugebene zu führen. Diese Verbesserung scheint mit der A 320 NEO Auslegung bereits potentiell erreicht worden zu sein.

Die neue Triebwerksanordnung ANEA sorgt durch das Fehlen von Triebwerksgondeln und Pylonen für einen aerodynamischen „sauberen“ Flügel, der zudem die Integration des Hochauftriebssystems vereinfacht. Der aerodynamisch freie Flügel kann für eine Natur Laminar Flow (NLF) Technologien genutzt werden, welche längere laminare Laufstrecken auf dem Flügel erlaubt. Das Potential der Widerstandsreduzierung auf Gesamtflugzeugebene liegt hier bei 10 – 12 % [1]. Es soll angenommen werden, dass insgesamt eine Widerstandsreduzierung von 3% erreicht wird.

Die einzelnen Potentiale zur Reduzierung des Missionstreibstoffes beziehen sich allesamt auf die Referenzflugzeug-Triebwerkskombination des Technologielevels vom Jahr 2000. Damit können sie mit ihrer Einzelwirkung zu einer Gesamtwirkung hin aufaddiert werden, um das Gesamtpotential hinsichtlich der Kraftstoffreduktion für die ANEA Konfiguration zu erhalten. Tabelle 4 gibt einen Überblick über das zukünftig erreichbare Treibstoffsparpotential.

Es ergibt sich damit insgesamt einer Reduktion des Missionstreibstoffes um 44,5%, die das Erreichen des ACARE Ziels hinsichtlich einer Kraftstoffreduktion von seitens des Triebwerks von 20% sicherstellt (hier -30,5%). Auch die Halbierung des notwendigen Treibstoffes (50 % Ziel) auf Gesamtflugzeugebene scheint damit zusammen mit Hilfe von operativen Air Traffic Maßnahmen recht wahrscheinlich zu erreichen.

Reduzierung des Missionstreibstoffes gegenüber dem Jahr 2000 Flugzeugtriebwerks-Referenzkonfiguration um/ durch	
-18,7 %	Erhöhung des Vortriebswirkungsgrades und somit des spez. Brennstoffverbrauches um 23%
-5,8 %	Verminderung des Widerstands im Reiseflug um 5,8% durch veränderte Triebwerksanordnung ohne Pylonen und Triebwerksgondeln
-6,0 %	Steigerung des Thermischen Wirkungsgrades und somit des PSFC um 6,4% durch Ermöglichung rekuperativer Triebwerke aufgrund des verfügbaren Bau-raums und der spezifischen TP-Engine Architektur
-30,5 %	Zwischenergebnis Senkung des Missionstreibstoffes durch veränderte Triebwerksarchitektur
-5,0 %	Verminderung des notwendigen Schubes durch ein generelle Senkung des Struktur-gewichtes
-4,0 %	Verbesserung der aerodynamischen Güte vor allem durch Winglets und Reshaping der Belly Fairing
-3,0 %	Senkung des Missionstreibstoffes durch Electric Taxiing
-3,0 %	Senkung des Widerstandes durch eine Ermöglichung eines teilweisen Natural Laminar Flow Konzeptes am Teil der äußeren Flügel
-45,5%	Gesamteinsparung Missionstreibstoff

TAB 4. Zukünftig mögliche Gesamteinsparungen im Missionstreibstoff

Bei der Aufstellung wurden Schneeballeffekte durch die Kraftstoffmassenreduktion bisher nicht berücksichtigt, die weitere Treibstoffersparnis mit sich bringen. Des Weiteren wurden folgende Maßnahmen bisher nicht mit einbezogen, die in Zukunft bei dieser Konfiguration zu einer weiteren Kraftstoffreduktion auf Gesamtflugzeugebene führen könnten.

- Thermische Wirkungsgradsteigerung der Turbinen durch konventionelle Maßnahmen (Erhöhung des OPR, der TET)
- konventionelle Open Rotor Konfigurationen verbrauchen bei Start-und Steigflug (Großteil der Standardmission) noch einmal überproportional weniger Treibstoff (25 – 40 %), insbesondere, wenn sie mit Blattverstellung ausgerüstet werden
- Verhinderungen von Ablösungen durch Ausblasen der Triebwerksabgase der TP-Triebwerke an der hinteren, unteren Rumpfeinschnürung
- vorteilhafte aerodynamische Gestaltung von Triebwerksverkleidung und Rumpf unter Ausnutzung von widerstandsreduzierenden Saugspitzen
- Kombination der Triebwerksanordnung mit Grenzschichtbeeinflussungen am Rumpf, z.B. Rumpfgrenzschichtsaugung durch die Rotoren
- mögliche zukünftige Maßnahmen zur elektrischen Hybridisierung

14 ZUSAMMENFASSUNG UND ZUKUNFTSAUSBLICK

Nach einer Analyse bestehender Flugzeugkonfigurationen mit Open-Rotor Triebwerken ist innerhalb dieser Veröffentlichung eine neue, angepasste Flugzeug-Triebwerkskonfiguration ANEA (Adapted New Engine Architecture) für die Open Rotor Integration hergeleitet worden, die eine sichere Anbringung von offenen Rotoren, den Rumpf umgebend, zeigt, so dass keine Gefahr für die Druckkabine und für Komponenten des Flugzeuges im Falle eines Rotor Burst besteht. Durch eine Erhöhung des Vortriebswirkungsgrades, einer Vergrößerung der Schubquerschnittsfläche bei niedrigem spezifischen Schub kann in Verbindung mit einer Rotorblattverstellung im Einstellwinkel ein hoher Vortriebswirkungsgrad in einem breiten Flugbereich erreicht werden. In einer hier gezeigten möglichen Auslegung zugunsten der bestmöglichen Kraftstoffeffizienz wird ein BPR von 24,5 und ein Fandruckverhältnis von insgesamt 1,08 des koaxial gegenläufigen Rotor-systems erreicht. Durch die zentrale Anordnung des Rotors entfallen die Triebwerksgondeln und Pylonen, wie bei üblichen Flugzeugkonfigurationen. Turboproptriebwerke treiben, versenkt installiert, die offenen Rotoren, untersetzt über Fernwelle an („geared Open Rotor“). Die Triebwerksunterbringung intern im unbedruckten Bereich des Flugzeuges, begünstigt durch das hohe verfügbare Volumen, die Verwendung rekuperativer Triebwerke, die die Treibstoffeffizienz weiter verbessern können. Somit sind durch die neue Triebwerksanordnung Reduktionen im Missionstreibstoff von 30,5 % gegenüber dem Referenzflugzeug A 320 des Technologielevels 2000 möglich.

Zusammen mit weiteren bekannten Möglichkeiten der Kraftstoffeffizienz auf Gesamtflugzeugebene wie Winglets, E-Taxi etc. ergibt sich ein Gesamtpotential, den Missionstreibstoff um 45,5 % zu reduzieren. Damit scheinen die wichtigsten A-care Ziele 2020 für das Triebwerk (-20 % Kraftstoffreduktion) und für das Flugzeug (-50 % Kraftstoffreduktion) greifbar. Die Verwendung von Turboproptriebwerken mit niedrigeren Gesamtdruckverhältnissen und Turbineneintrittstemperaturen vermindert zugleich die NO_x Emissionen absolut.

Eine Verringerung des Fan-Lärms um ca -20db entgegen bisherigen Konfigurationen deutet sich an, muss aber noch näher untersucht und validiert werden. Insgesamt ist es möglich, durch die Wahl des Untersetzungsverhältnisses zwischen Triebwerk und Rotor von einer allein auf die Kraftstoffeffizienz-Auslegung zu einer eher lärmoptimalen Auslegung bei etwas niedrigerem Rotorwirkungsgrad und niedrigerer Rotordrehzahl zu wechseln. Die erreichte Kraftstoffersparnis verbleibt dabei auf hohem Niveau. Weiterer Bedarf besteht in der Validierung der Einzelwirkungsgrade und der Verfahren, mit der diese auf die neue Architektur hin zuverlässig berechnet werden können.

Innerhalb von Missionsrechnungen wurde ein Airbus A320 mit 60t Abfluggewicht mit zwei Turboproptriebwerken vom Typ TP400 des Militärtransporters A400m ausgerüstet, die über Wellen die offenen Rotoren treiben. Die Turbinen können den A320 dabei in allen Flugzuständen und bis in

eine Reiseflughöhe von 25000 ft mit einer Geschwindigkeit von 450 kt über Grund wie das Referenzflugzeug A320 antreiben. Abhängig von der wirklichen Leistungsabnahme der Triebwerke mit der Höhe ließ sich mit vergleichbarer Geschwindigkeit auch in 30000 ft und höher fliegen.

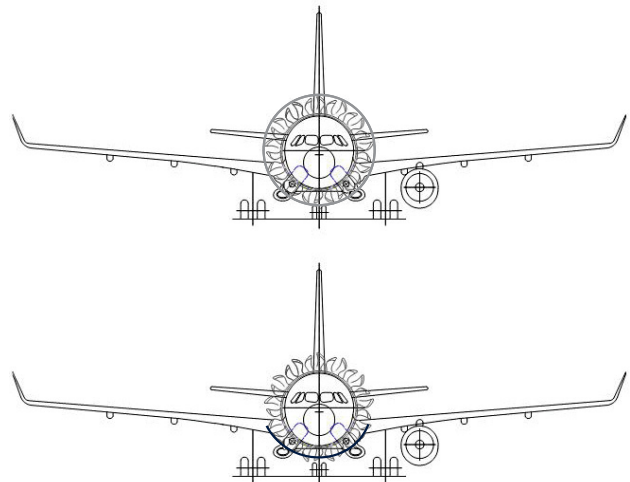


BILD 12. Der Rotor kann auch durch eine Verkleidung ganz (oben) oder über einen bestimmten Winkelumfang (unten) gemantelt ausgeführt werden, R.-TW angedeutet

Das Konzept ist prinzipiell bei Bedarf auch übertragbar auf eine Flugzeugkonfiguration mit Hecktriebwerkslage und T-Leitwerk. Hierbei können die Turboproptriebwerke im hinteren unbedruckten Rumpheck, an der äußeren Oberseite halbversenkt eingebaut, untergebracht werden.

Die Blattverstellung der Rotorblätter könnte weiterhin wie bei einem Hubschrauber über eine Taumelscheibe oder über eine Einzelblattverstellung (Individual Blade Control) erfolgen. Auf diese Weise kann der Schub des Rotors im Flug vektorisiert werden und zur Trimmung und Steuerung eingesetzt werden. Damit könnte im Reiseflug das Höhenleitwerk im Abtrieb entlastet werden und somit Trimmwiderstand eingespart werden.

Für die Zukunft bietet das ANEA-Konzept zur weiteren Kraftstoffersparnis die Möglichkeit, den Antrieb des Flugzeuges zu einem bestimmten Leistungsanteil elektrisch zu hybridisieren. Hierzu bietet die versenkte Unterbringung der Triebwerke die Gelegenheit, zunächst Elektromotoren für Leistungsspitzen zusätzlich bereit zu stellen, die bei Bedarf mit auf die Untersetzungsgetriebe einkoppeln. Die Akkus könnten, die Flügel entlastend, in diesen untergebracht werden. Mit fortschreitendem Erfolg in der Elektromobilitätsforschung könnten zunächst ein und später beide Turboproptriebwerke intern durch Elektromotoren ersetzt werden und an denselben, bestehenden Triebwerkshalterungen angebracht werden.

Das Konzept ebnet so die Evolution hin zu einem voll-elektrisch betriebenen effizienten Flugzeug.

Referenzen

- [1] T. C. Gmelin, G. Hüttig, O. Lehmann 2008. *Zusammenfassende Darstellung der Effizienzpotentiale bei Flugzeugen unter besonderer Berücksichtigung der aktuellen Triebwerkstechnik sowie der absehbaren mittelfristigen Entwicklungen*, FKZ UM 07 06 602/01, im Auftrag des Bundesministeriums für Umwelt, Naturschutz und Reaktorsicherheit, obtainable: http://www.bmu.de/fileadmin/Daten_BMU/Download_PDF/Luft/Flugverkehr/workshop_effizienz_flugverk_studie.pdf
- [2] N. T. Birch, M. C. 2000. *Vision: The Prospects for Large Civil Aircraft Propulsion, Advanced Propulsion Systems Design*. Rolls Royce plc, Derby, PO Box 31
- [3] ACARE 2001. *European Aeronautics: A Vision for 2020*, Advisory Council for Aeronautics Research in Europe.
- [4] W. J. G. Bräunling. 2004. *Flugzeugtriebwerke. Springer Verlag, 2. Auflage.*
- [5] Greener by Design. 2005. *Mitigating the Environmental Impact of Aviation: opportunities and Priorities*, Royal Aeronautical Society.
- [6] Greener by Design. 2007. *Annual report 2006-2007*, Royal Aeronautical Society
- [7] European Commission. Flightpath 2050 Europe's Vision for Aviation. Aerodays, Madrid, 2011. (last accessed April 2013) obtainable: <http://ec.europa.eu/transport/air/doc/flightpath2050.p>
- [8] LTH Luftfahrttechnisches Handbuch, Propelleraerodynamik, Ausgabe A
- [9] Purdue university 2013: Website Purdue University School of Aeronautics and Astronautics Research (last accessed August 2013) obtainable: <https://engineering.purdue.edu/AAE/Research/Propulsion/Info/jets/advanced/propfan>
- [10] Rolls Royce 2007. *Vision: DREAM- Validation of radical Engine Architecture Systems*, Presentation 15.01.2007.
- [11] B.H. Little; D.T. Poland; H.W. Bartel; C.C. Withers; P.C. Brown. Juli 1989. *Propfan Test Assesment (PTA)*, Final Project Report, Nasa Contractor Report 185138, Lockheed Aeronautical Systems Company, Hamilton Standard Division.
- [12] image taken from (last accessed August 2013): rechts: Abbildung, entnommen <http://www.turbosquid.com>
- [13] image taken from (last accessed August 2013): <http://www.ainonline.com/aviation-news/>
- [14] Airbus. May 2011. *A320 Airplane Characteristics for Airport Planning*. Airbus S.A.S., Blagnac. Customer Services. Technical Data Support and Services.
- [15] A. Johanning; D. Scholz Aero-Aircraft Design and Systems Group, HAW. *Novel low-flying Propeller-Driven Aircraft Concept for Reduced Operating Costs and Emissions*.
- [16] image taken from (last accessed August 2013) : <http://www.flugzeug-bild.de/name/einzelbild/number/8595/kategorie/Passagierflugzeuge~Iljuschin~IL62.html>
- [17] Vorlesungsskript Flugzeugentwurf I + II, Rudolf Voith-Nitschmann, IFB Institut für Flugzeugbau, Universität Stuttgart
- [18] *A 319/A320/A321 Flight Crew Operating Manual*. Volume 3 Flight Operations. Airbus, Blagnac. Customer Service Directorate, Technical Documentation Services (AI/SE-D)
- [19] website Dr. Martin Hepperle, Javaprop applet (last accessed August 2013): <http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/javaprop.htm>
- [20] Müller, F. 2003. *Flugzeugentwurf*. Neue flugtechnische Reihe: Band 4, Verlag Dieter Thomas
- [21] Airbus S.A.S. Jan 2013. *Flight Airworthiness Support Technology, Fast 51*. Airbus S.A.S. Blagnac. (last accessed April 2013) obtainable: http://www.airbus.com/support/publications/?eID=dam_frontend_push&docID=28153
- [22] Schwarze, M. C. 2013. *Operation and Performance Assesment of Novel Electric-Wheel-Driven Hybrid-Electric Propulsion Systems on Standard Short Range Passenger Airplanes*. DLRK 2013, 62th Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress. Stuttgart, Germany
- [23] image taken from (last accessed August 2013): http://commons.wikimedia.org/wiki/File:South_East_Airlines_Tupolev_Tu-154.jpg
- [24] F. Brophy, Pratt and Whitney Canada Corp. 2013. *Propulsion Challenges & Strategies for a more Sustainable Aviation*. CASI AERO 13, 60th Aeronautical Conference. Toronto, Canada
- [25] R.W. Harris; R.D. Cuthbertson, General Electric Company, Boeing Commercial Aircraft Company. 1987. *UDF/ 727 Flight Test Programm.*, AIAA 1987 Joint Propulsion Conference