

# AEROAKUSTISCHER VERGLEICH EINES EIN- UND EINES MEHRSTUFIGEN FAN-KONZEPTS FÜR ZIVILE ÜBERSCHALLFÄHIGE TRIEBWERKE

M. Graebert\*, R. Jaron\*, A. Moreau\*, M. Plohr†

\* Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Abteilung Triebwerksakustik, Bismarckstr. 101, 10623 Berlin, Deutschland

† Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Abteilung Triebwerk, Linder Höhe, 51147 Köln, Deutschland

## Zusammenfassung

Um eine neue Generation ziviler Überschallflugzeuge anzutreiben, müssen neue zivile Triebwerkskonzepte entwickelt werden. Im Rahmen dieser Veröffentlichung werden zwei Fans für ein Triebwerk eines vierstrahligen Überschallairliners auf Vorentwurfsniveau entworfen und aeroakustisch verglichen. Es werden keine Aussagen über die Zertifizierungs-lärmpegel des betrachteten Flugzeugs getroffen, da weder Strahl- noch Flugzellenlärm modelliert werden. Es wird je ein einstufiger und ein zweistufiger Fanentwurf ohne variable Komponenten entwickelt. Dafür wird ein Optimierungsalgorithmus verwendet, welcher auf isentropen Wirkungsgrad aber auch die kumulierten Zertifizierungslärmpegel bei Start und Landung hin optimiert. Mit semi-analytischen Methoden werden diese Lärmpegel und die aerodynamischen Leistungen dieser Fankonzepte auf realistischen Start- und Landeflugbahnen vorhergesagt. Es zeigt sich, dass derartige Fans ohne variable Komponenten Gefahr laufen im Teillastbereich in die Pump- und im Vollastbereich in die Sperrgrenze zu laufen. Im direkten Vergleich von initialen und optimierten Entwürfen werden Verbesserungen des isentropen Wirkungsgrads und eine Senkung der Zertifizierungslärmpegel gefunden. Damit wird die Wirksamkeit des Optimierungsschritts im Entwurf belegt. Es wird gezeigt, dass das optimierte zweistufige gegenüber dem optimierten einstufigen Konzept im Auslegungspunkt einen höheren Wirkungsgrad hat und deutlich geringere aufsummierte Zertifizierungslärmpegel erzeugt.

## Keywords

Fänlärm; Lärmvorhersage; Überschalltechnologie

## 1. EINLEITUNG

Seit dem letzten Flug eines zivilen Überschallflugzeugs sind über 20 Jahre vergangen, doch bereits seit Jahrzehnten wird an der nächsten Generation geforscht. In den letzten Jahren hat diese Entwicklung, insbesondere in den USA, Fahrt aufgenommen [1]. Es wird ein Markteintritt gegen 2030 angepeilt. Auch in Europa findet Forschung zu diesem Thema statt, zum Beispiel im Rahmen des Horizon2020-Projekts SENECA [2]. Dieses befasst sich mit den Umweltwirkungen verschiedener Überschallflugzeugplattformen: zwei Businessjets mit Reisemachzahlen  $M=1.4$  und  $M=1.6$  sowie zwei Airliner mit  $M=1.8$  und  $M=2.2$ . Das Ziel ist die Beratung von Behörden für die Festlegung neuer Zulassungsregularien für zivilen Überschallverkehr, also Supersonic Transport (SST).

Die Triebwerke von Überschallflugzeugen unterscheiden sich deutlich von üblichen Turbofantriebwerken im subsonischen Einsatz. Neben dem deutlich niedrigeren Mantelstromverhältnis (BPR) und höherem benötigten Fandruckverhältnis (FPR) von etwa 2, ist ein nennenswerter Unterschied der Einsatz variabler Komponenten wie einem verstellbaren Vorleitgitter oder einer variablen Düse bei vielen Entwürfen. Um das hohe FPR zu erreichen, muss entweder eine Fanstufe sehr hoch belastet oder der Druck über zwei Stufen aufgebaut werden. Ein zweistufiges Konzept ermöglicht aufgrund der geringeren Belastung einen höheren Wirkungsgrad, hat aber durch höheres Gewicht und größere Komplexität Nachteile gegen-

über dem einstufigen Konzept. Beide Entwürfe bringen im Vergleich mit Fans im subsonischen Einsatz höhere Lärmpegel mit sich.

Das in dieser Veröffentlichung betrachtete Triebwerk wurde zum Einsatz an einem vierstrahligen SST-Airliner mit einer Reisemachzahl von 1.7 und einer Kapazität von 100 Passagieren entwickelt. Entsprechend dem geforderten FPR von 2.105 im Auslegungspunkt, dem Top of Climb (ToC), werden zwei Fans entwickelt und auf Vorentwurfsniveau aerodynamisch und akustisch optimiert. Der Top of Climb ist beim SST der Auslegungspunkt, da dort aufgrund des hohen Schubbedarfs die höchste thermische Belastung herrscht und er zudem den Beginn des Reiseflugs darstellt. Somit ist er eng mit dem Reiseflugbetrieb zu vergleichen, aber in der thermischen Belastung der Hochdruckturbine kritischer.

### 1.1. Motivation

Zukünftiger ziviler SST wird primär durch seine Umweltwirkungen, also Schadstoff- und Lärmemissionen, beschränkt sein [3]. Schon für die Zulassung neuer Flugzeugmuster müssen Lärmzertifizierungsvorschriften eingehalten werden. Die dort festgelegten Zertifizierungslärmpegel werden durch Messungen bei Start und Landung ermittelt. Dafür werden Effective Perceived Noise Level (EPNL) berechnet, eine Metrik welche sich an der Lärmwahrnehmung orientiert [4]. Aktuell sind keine zivilen Überschallflugzeuge in Betrieb und für neue

Modelle existieren keine Zertifizierungsvorschriften. Für die Festlegung neuer Vorschriften können keine Daten durch modernen SST gesammelt werden. Die Datengrundlage für neue Regularien muss folglich errechnet werden. Die maximal zulässigen Zertifizierungslärmpegel, also Start- und Landelärm (LTO-Lärm), werden in diesen Regularien festgelegt sein. Es werden deshalb Methoden der Lärmvorhersage benötigt, um eine Datengrundlage für LTO-Lärm-Regularien zu schaffen. Es ist anzunehmen, dass selbst moderne Überschallflugzeuge deutlich lauter sind als Unterschallflugzeuge, weshalb eine genaue Vorhersage und Reduktion dieser Zertifizierungslärmpegel bedeutend ist. Um eine realistische Abschätzung für zu erwartende Zertifizierungslärmpegel durch Fanlärm zu finden, muss dieser an realistischen Triebwerkszuständen entlang je einer realistischen Flugbahn bei Start und Landung untersucht und an die Mikrofonpositionen der Zertifizierungspunkte ausgebreitet werden. Damit sind auch Ausbreitungseffekte berücksichtigt.

Besonders beim Start ist der Triebwerkslärm dominant, aber auch im Landeanflug hat er eine signifikante Bedeutung. Strahlärm stellt bei Vorhersagen zu modernen Triebwerken, welche für Überschallflug geeignet sind, die dominante Lärmquelle dar und steht im Fokus von Untersuchungen zum LTO-Lärm von SST [5][6][7][8][9][10]. Allerdings werden für diese nur einstufige Fans mit vereinfachten Einläufen mithilfe empirischer Modelle betrachtet. Zukünftige Variable-Cycle-Engine-Technologien sollen SST-geeignete Triebwerke für den zivilen Einsatz geeigneter machen. Konkret wird das BPR durch die Öffnung von Klappen oder ähnlichen Systemen bei Start und Landung erhöht, dabei wird aber auch die Wirkung von Fanlärmminderung durch Liner oder Abschirmung reduziert [11][12]. Fanlärm kann bei der Untersuchung von LTO-Lärm von SST also nicht vernachlässigt werden.

## 1.2. Stand der Technik

Da zivile Triebwerke für Überschallflugzeuge entweder noch gar nicht oder nur als Prototypen gefertigt sind und damit nicht für Messungen zur Verfügung stehen, muss vollständig auf Methoden der Lärmvorhersage zurückgegriffen werden. Da nur Informationen zum frühen Entwicklungsstadium solcher Triebwerke öffentlich zugänglich sind, wird hier eine Studie auf dem Stand der Vorhersage durchgeführt.

Für die Vorhersage von Fanlärm existieren empirische Modelle, wie z.B. das Modell von Heidmann [13], sowie dessen Weiterentwicklungen [14][15], welche mit den Messdaten einstufiger Fanentwürfe kalibriert wurden. Von Glibe [16] existiert ein empirisches Modell, welches mit einem zweistufigen Fan kalibriert wurde, aber nur den stromauf abgestrahlten Lärm der ersten Stufe modelliert. Diese werden zur Lärmvorhersage von LTO-Lärm von SST eingesetzt [6][8][9][10][17]. Zur Lärmvorhersage bei mehrstufigen Entwürfen, welche aufgrund der hohen FPRs in SST-Triebwerken sinnvoll sind, sind diese nur eingeschränkt geeignet. Zwar konnte Stephens [11] nachweisen, dass mit dem Modell von Glibe die Metrik EPNL zumindest bei dem von ihm experimentell vermes-

senen Fan auf 0-3dB (abhängig von der Drehzahl) genau vorhergesagt werden kann, allerdings ist die Vorhersage der Richtcharakteristik unzuverlässig. Der in diesem Fall verwendete Fan des XF-120-Triebwerks wurde zudem in den 1980ern für eine militärische Anwendung entwickelt und kann nicht als moderner, ziviler Entwurf betrachtet werden. Empirische Modelle bilden nicht die zugrundeliegenden physikalischen Prozesse der Schallerzeugungsmechanismen am Fan ab und fördern nicht das Verständnis für diese. Sie eignen sich aus diesem Grund wenig zur Unterstützung des Auslegungsprozesses.

In diesen Belangen bieten analytische und numerische Modelle eine Alternative [18][19]. Diese haben jeweils eigene Vor- und Nachteile: Während Absolutpegel durch analytische Modelle in vielen Fällen weniger genau vorhergesagt werden können, stellen diese Trends sowie physikalische Wirkmechanismen einzelner Quellen zuverlässig dar [20]. Zudem lassen sie sich mit geringem Rechenaufwand betreiben, was größere Parameterstudien erlaubt. Für genauere Lärmvorhersagen eignen sich numerische Methoden. Während diese sehr zuverlässig sind, stellen die benötigte Rechenleistung und die damit verbundenen Kosten einen signifikanten Nachteil dar.

Die zivile Forschung an zweistufigen Fans wurde bereits in den 1970er-Jahren aufgenommen, z.B. von der NASA [21][22][23]. Schon zur gleichen Zeit, mit steigenden BPRs und sinkenden FPRs, sank das Interesse an derartigen Konzepten im zivilen Sektor. Lärmuntersuchungen fokussierten sich bereits auf einstufige Fans mit hohen BPRs [24]. Mehrstufige Fans für militärische Anwendungen wurden weiterhin entwickelt. Mit zwei bis drei Stufen können sie FPRs zwischen 2.5 und 5 erzeugen [25].

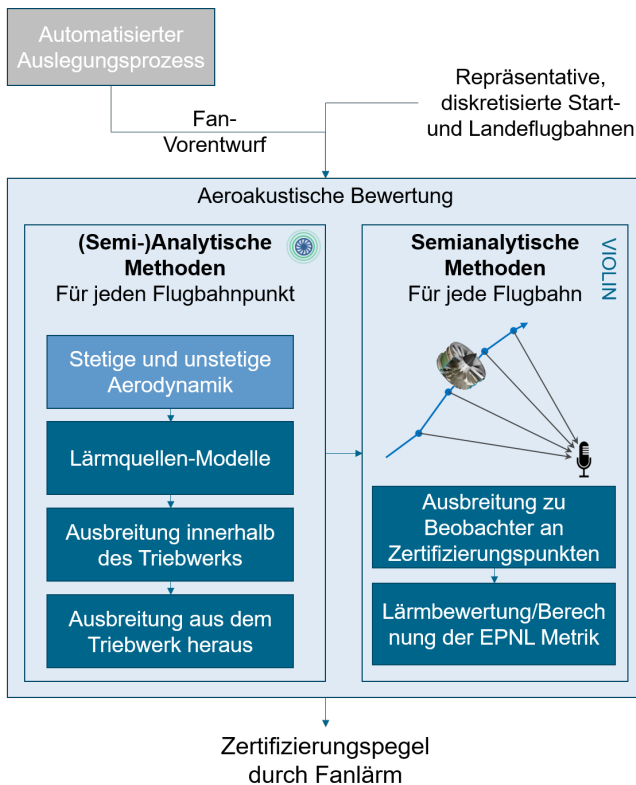
## 2. METHODIK

In diesem Abschnitt wird zunächst die allgemeine Vorgehensweise zur Erzeugung der Fanentwürfe und zur deren aerodynamischen und akustischen Bewertung vorgestellt, dann die angewendeten semi-analytischen Methoden näher beleuchtet. Anschließend wird der verwendete Optimierungsalgorithmus beschrieben und danach die Methode zur Erzeugung der initialen Fanentwürfe gezeigt, welche als Input für den Optimierungsprozess notwendig sind.

### 2.1. Allgemeine Vorgehensweise

Ein initialer Fanentwurf, welcher die aerodynamischen Anforderungen im Auslegungspunkt erfüllt, wird für das ein- und das zweistufige Konzept ausgelegt. Dazu werden analytische Methoden angewandt und existierende Fans als Vorlage verwendet. Mithilfe eines evolutionären Algorithmus, gekoppelt mit Methoden der aerodynamischen und akustischen Berechnung und Bewertung wird dann iterativ je ein weiterer optimierter einstufiger und zweistufiger Fanentwurf erzeugt. Diese Entwürfe werden dabei auf ihre Lärmwirkung sowie ihren isentropen Wirkungsgrad hin optimiert. Mit allen Entwürfen wird dann eine realistische Überflugsimulation durchgeführt, um ih-

re Zertifizierungslärmpegel zu ermitteln. Das generelle Vorgehen für diese Überflugsimulation ist in Abbildung 1 zu sehen.



**BILD 1. Prozess zur akustischen Bewertung**

Es werden analytische Ansätze gewählt, da diese wegen des geringen Rechenaufwands für eine explorative Untersuchung wie dieser Studie geeignet sind. Zudem gliedert sich diese physikbasierte akustische Untersuchung gut in die Arbeit der Abteilung für Antriebsakustik des DLR-Instituts für Antriebstechnik ein.

## 2.2. Aerodynamische und akustische Berechnung

Ein umfassender, vereinfachter Ansatz zur aerodynamischen und akustischen Bewertung, wird für diesen Vergleich verwendet. Dieser schließt die thermodynamische, aerodynamische und akustische Modellierung eines Fans ein. Konkret ist dieser im Softwaretool PropNoise umgesetzt, dass von der DLR Abteilung für Triebwerksakustik seit 2008 entwickelt wird. Mithilfe dessen ist es möglich mit minimalem Input in kurzer Zeit einen Fanentwurf mit vereinfachter Geometrie zu erstellen, sowie aerodynamische Leistungsdaten und Strömungsdaten zu berechnen. Diese ermöglichen Aussagen über Lärmerzeugung und Effizienz. Die genaue Erklärung der verwendeten Modelle gehört nicht zu den Inhalten dieser Veröffentlichung und wird von Moreau in [26] detailliert beschrieben. Es wird hier ein kurzer Überblick über den generellen Ansatz gegeben.

Mithilfe analytischer Methoden, gestützt durch empirische Modelle, wird zunächst die stetige Aerodynamik des Fans berechnet. Dabei wird ein Meanline-Ansatz verwendet und die Ergebnisse auf den gesamten Strömungs-

kanal extrapoliert. Anschließend werden unetige aerodynamische Phänomene vorhergesagt, welche später als Anregung für Schallquellen relevant sind. Außerdem werden aerodynamische und thermodynamische Leistungsdaten und Kennzahlen, Strömungsgeschwindigkeiten und -winkel berechnet.

Die Vorhersage der Fanlärmquellen ist ebenfalls ausführlich von Moreau in [26] und [27] beschrieben und wird hier nur verkürzt dargestellt. Alle Lärmquellen werden separat modelliert. Dabei ist zunächst zwischen Lärmquellen, welche auf diskreten Frequenzen abstrahlen, also tonalen Quellen und Lärmquellen, die auf einem breiten Frequenzbereich abstrahlen, also Breitbandquellen zu unterscheiden.

Die Breitbandquellen, welche modelliert und vorhergesagt werden sind:

- Hinterkantenlärm aus der Interaktion von turbulenten Strukturen in der Grenzschicht der Schaufel mit ihrer Hinterkante
- Nachlaufinteraktionslärm aus der Interaktion von turbulenten Strukturen im Nachlauf mit der stromab positionierten Vorderkante

Die tonalen Quellen, die mit der Software PropNoise in diesem Stadium der Vorauslegung vorhergesagt werden, sind:

- Interaktionslärm aus der Interaktion von Schaufelvorderkanten mit Nachlaufdüellen stromaufwärts positionierter Schaufelreihen
- Interaktionslärm aus der Interaktion von Schaufelvorder- und -hinterkanten mit dem Potentialfeld benachbarter Schaufelreihen
- Buzzsaw-Lärm durch rotorgebundene Stöße auf transsonischen Rotorschaukeln

Diese Lärmquellen werden vollständig analytisch in ihrer Entstehung berechnet, im Kanal und letztendlich ins Fernfeld ausgebreitet. Folgende Effekte werden in dieser Untersuchung vernachlässigt:

- Abweichungen der Schaufelgeometrie bei der Entstehung von Buzzsaw-Lärm (ideale Schaufeln angenommen)
- Abschirmungseffekte durch Triebwerksposition
- Schallausbreitung im geometrisch komplexen Einlauf
- Liner zur Dämpfung von Tönen
- Transmission des Lärms durch Schaufelreihen

Alle Quellen, deren Lärmpegel vernachlässigbar klein sind, werden in den Berechnungen nicht berücksichtigt. Die Schwelle wird hier bei einem Schalleistungspegel von 80 dB gewählt. Es wird aufgrund dieser niedrigen Schwelle davon ausgegangen, dass die entsprechende Quelle in keinem Entwurf dominant wird. Somit wird der Rechenaufwand minimiert.

## 2.3. Ermittlung der Lärmmetriken

Für die Bewertung des Lärms werden analytische, zum Teil empirisch gestützte Modelle genutzt, welche im DLR-eigenen Softwaretool VIOLIN (Virtual acOustic

flyover simulation) zusammengefasst wurden [28]. Dabei wird im ersten Schritt der Schall zu einem Beobachter, in diesem Fall am jeweiligen Zertifizierungspunkt, ausgebreitet und anschließend durch die Berechnung der Metrik EPNL bewertet. An dieser Stelle wird wie zuvor eine kurze Beschreibung des Prozesses gegeben.

### 2.3.1. Vorgehensweise

Die aus dem Triebwerk auf eine Kugelfläche ausgebreiteten Spektren werden in VIOLIN durch eine Überflugsimulation zu einem Beobachter ausgebreitet, um eine Lärmbewertung zu ermöglichen. Es werden die Lärmquellen entlang einer vorgegebenen Flugbahn relativ zum Beobachter bewegt. Die folgenden Effekte werden dabei berücksichtigt:

- Atmosphärische Dämpfung nach ISO 9613-1 [29]
- Bodendämpfung entsprechend Deutscher Gesetzgebung [30]
- Dopplereffekt nach Blokinstev Invarianz-Methode [31]
- Atmosphärischer Jittereffekt nach weiterentwickelter Rietdijk-Methode [32]

Zudem werden die vom Beobachter empfangenen Spektren in die Zertifizierungsmetrik EPNL umgerechnet, welche die Lärmwirkung beschreiben soll, so dass sofort Zertifizierungslärmpegel betrachtet werden können. Dabei ist zu beachten, dass zwar die Metrik EPNL verwendet wird, die Ergebnisse allerdings keine quantitative Aussagekraft für mögliche Zertifizierungspegel des gesamten Flugzeugs besitzen. Es werden bereits in der Modellierung der Lärmausbreitung im Kanal sowie unmittelbar um das Triebwerk herum einige Effekte vernachlässigt, wie im vorhergehenden Abschnitt beschrieben. Auch in der Überflugsimulation werden einige Vereinfachungen gemacht:

- Nur Fanlärm wird betrachtet. Andere Schallquellen am Triebwerk und Flugzeug werden ignoriert
- Keinerlei Abschirmung durch Flügel oder Rumpf wird betrachtet
- Nur im Optimierungsschritt wird der Überflug nur mit einem Triebwerk simuliert, anstatt 4 Triebwerken in realistischer Anordnung, so entfallen Interferenzeffekte

Diese Vereinfachungen werden als zulässig betrachtet, da es sich in dieser Untersuchung um einen qualitativen Vergleich zweier Konzepte handelt und keine belastbaren quantitativen Aussagen getroffen werden sollen.

### 2.3.2. Überflugsimulationen zur Berechnung der Zertifizierungslärmpegel der finalen Entwürfe

Um einen genaueren Vergleich von isentropem Wirkungsgrad sowie Lärmpegeln anzustellen, wird der Überflug für die finalen Entwürfe aufwendiger simuliert. Entlang repräsentativer, realistischer Flugbahnen für Landung und Start werden Betriebszustände der Fans variiert und in 2-Sekunden-Intervallen die Lärmemissionen der Fans berechnet. Diese Taktung ist ein Kompromiss zwischen hohem Rechenaufwand und Fehler durch abrupte Änderungen des Betriebszustandes. Diese Fehler entstehen, da es sich bei EPNL um eine zeitintegrierte Größe handelt. Zudem werden vier Triebwerke simuliert, so dass Interferenzeffekte berücksichtigt werden.

Der Betrieb des Triebwerks im Anflug lässt sich auf einen Betriebszustand zusammenfassen, da es sich um eine flache Flugbahn mit einem vorgeschriebenen Sinkwinkel von  $3^\circ$  handelt und ein quasi-konstanter Triebwerkszustand einzuhalten ist. Auf eine graphische Darstellung dieser Flugbahn wird verzichtet.

Die hier genutzte Startflugbahn entspricht der gängigen Startprozedur für subsonische Airliner. Anpassungen wie eine automatisierte Schubrücknahme zwischen Abheben und Cutback (Programmed Lapse Rate) sowie eine Anpassung des Cutbacks oder die Erhöhung der Climb-Out-Geschwindigkeit für eine verbesserte Flügelaerodynamik werden für Überschallflüge untersucht [5], für diesen Vergleich aber nicht in Betracht gezogen. Die genutzte Startflugbahn ist in Abbildung 2 dargestellt.

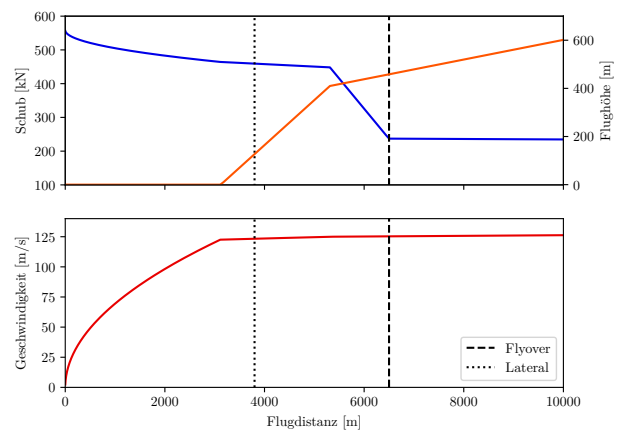


BILD 2. Für Überflugsimulation genutzte Startflugbahn mit Positionen der Zertifizierungsmesspunkte

### 2.4. Entwurfsoptimierung

In diesem Abschnitt werden die Eigenschaften und der Aufbau des genutzten Optimierungsalgorithmus beschrieben und der Gesamtprozess der Entwurfsoptimierung dargestellt.

### 2.4.1. Einsatz eines Optimierungsalgorithmus

Um einen akustisch optimierten Entwurf unter realistischen Randbedingungen zu erreichen, müssen sowohl die aerodynamischen Leistungsdaten als auch die resultierenden Zertifizierungslärmpegel betrachtet werden. Der Einfluss der Änderungen am Fanentwurf auf Lärm und Wirkungsgrad sind für diese Abwägung durch Faustregeln oder stark vereinfachte Modelle nicht genau genug abzuschätzen, also muss jede Iteration des Entwurfs mithilfe der oben beschriebenen Modelle bewertet werden. Da viele Parameter am Entwurf verändert werden können und so eine Auswertung und Änderung von Hand unpraktisch und zeitaufwendig ist, wird ein evolutionärer Optimierungsalgorithmus eingesetzt, der auf einer stochastischen, populationsbasierten Methode gründet. Diese ist geeignet, in einem stetigen Parameterraum ein Optimum zu finden. Dafür muss folglich eine Optimierungszielgröße gebildet werden, welche alle relevanten Größen aus den Resultaten der beiden in den vorangegangenen Abschnitten beschriebenen Prozessketten einschließt.

### 2.4.2. Funktionsweise des Optimierungsalgorithmus

Der hier genutzte evolutionäre Algorithmus ist darauf ausgelegt, eine beliebige Optimierungszielgröße  $f(k)$  zu minimieren [33]. Als Eingabewert ist ein Set aus zuvor definierten Parametern notwendig, welches fortan als Kandidat bezeichnet wird. Die Population  $K$  ist eine Sammlung von Kandidaten  $k$ , welche zunächst durch stochastisch aus dem Parameterraum ausgewählte oder vorgegebene initiale Kandidaten gefüllt wird. Ein neuer Kandidat  $k_n$  wird bei jeder Iteration aus einem mutierten Kandidat  $k'$  und dem besten Kandidat  $k_0$  in der Population  $K$  erzeugt. Der beste Kandidat bedeutet in diesem Fall den Fanentwurf mit der geringsten Optimierungszielgröße. Um  $k'$  zu erzeugen, werden neben diesem zwei zufällige Kandidaten  $k_{rand,1}$  und  $k_{rand,2}$  aus der Population ausgewählt und aus deren Differenz und einem Mutationsfaktor  $m$  die Mutation gebildet:

$$(1) \quad k' = k_0 + m \cdot (k_{rand,1} - k_{rand,2})$$

Im Folgenden wird ein neuer Kandidat  $k_n$  erstellt. Danach wird dieser mit Parametern aus  $k_0$  und  $k'$  befüllt, wobei dies für jeden Parameter entsprechend einer zuvor gewählten Gewichtung (Rekombinationsfaktor) zufällig ausgewählt wird. Dieser resultierende Kandidat wird dann berechnet. Für  $f(k_n) < \max(f(K)) = f(k_{max})$ , wird  $k_n$  zur Population hinzugefügt und  $k_{max}$  entfernt. Diese Vorgehensweise wird auch als "best1bin"-Methode bezeichnet.

### 2.4.3. Anwendung

Mit dieser Herangehensweise steigert jeder freie Parameter die Anzahl der möglichen Permutationen und damit den Rechenaufwand der Optimierung deutlich. Folglich muss die Anzahl der variierten Parameter begrenzt werden,

um die resultierenden Rechenkosten zu beschränken. Es wird aus diesem Grund für beide Fanentwürfe auf eine Variation von 3D-Parametern wie Lean und Sweep verzichtet. Die Drehzahl für den zweistufigen Entwurf ist ebenfalls festgelegt, weil sie aufgrund ihres vielfältigen Eingriffs in die Fanthermodynamik eine zu komplexe Optimierungsgröße darstellt. Der Prozess zur Auswahl dieser Drehzahl wird in Abschnitt 2.5 beschrieben. Die zur Optimierung freigegebenen Parameter für beide Fanentwürfe sind in Tabelle 1 aufgelistet.

Einstufig	Zweistufig
Stafflungswinkel Rotor	Stafflungswinkel Rotor 1
Stafflungswinkel Stator	Stafflungswinkel Stator 1
Sehnenlänge Rotor	Stafflungswinkel Rotor 2
Axialer Abstand R-S	Stafflungswinkel Stator 2
Sehnenlänge Stator	Sehnenlänge Rotor 1
Schaufelzahl Rotor	Sehnenlänge Stator 1
Schaufelzahl Stator	Sehnenlänge Rotor 2
Drehzahl	Schaufelzahl Rotor 1
-	Schaufelzahl Stator 1
-	Schaufelzahl Rotor 2
-	Schaufelzahl Stator 2

TAB 1. Zur Optimierung freigegebene Parameter

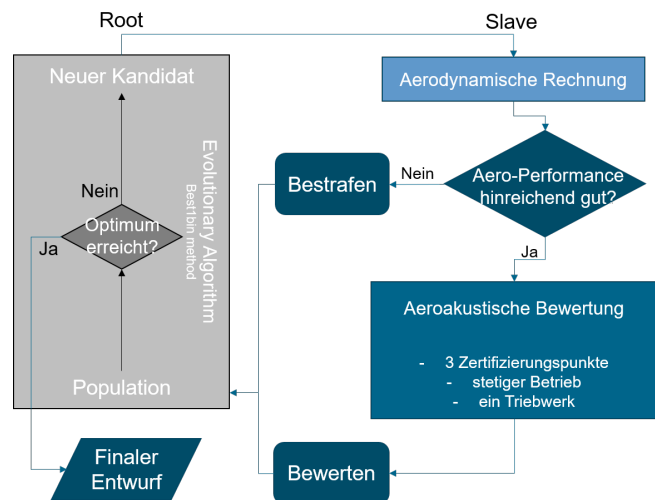


BILD 3. Schematische Darstellung des aufgebauten Optimierungsprozesses

In Abbildung 3 ist dargestellt, wie die Optimierung konzipiert ist. Bei den neuen Kandidaten muss zunächst zwischen validen und nicht validen Entwürfen unterschieden werden. Für diese Entscheidung wird ausschließlich die Aerodynamik am Auslegungspunkt ToC in Betracht gezogen. Hohe aerodynamische Belastungen, welche auf eine geringe Stabilität hinweisen, sowie hohe Inzidenzen werden bestraft. Dies ist notwendig, da PropNoise sich auf physikalische Modelle stützt, welche auf diversen Annahmen beruhen. Werden diese Annahmen verletzt, ha-

ben die Resultate keine Gültigkeit. Außerhalb dieses Gültigkeitsraums können die Ergebnisse dieser Modelle unrealistisch vorteilhaft werden, also muss dies im Optimierungsprozess verhindert werden. Anderenfalls wird ein Optimum gefunden, welches nicht die Realität abbildet und für die angestrebte Bewertung von keinerlei Nutzen ist. Es wird zudem überprüft, ob die Entwürfe das vorgegebene FPR erreichen. Fallen die Ergebnisse eines Kandidaten nicht in die vorgegebenen Grenzen, wird dieser als nicht valide betrachtet. Es wird dann eine Strafgröße an den Optimierer zurückgegeben und der nächste Kandidat bearbeitet. Im Folgenden werden betrachtete Größen, deren Grenzen und Strafen aufgeführt:

- Maximale Inzidenz  $inc_{max}$ 
  - Grenze:  $inc_{max} < 3 \text{ deg}$
  - Strafe:  $rad(inc_{max} - 3 \text{ deg})$
- Fandruckverhältnis  $FPR$ 
  - Grenze:  $0.99 \cdot 2.105 < FPR < 1.01 \cdot 2.105$
  - Strafe:  $|FPR - 2.105| \cdot 5$
- Lieblein-Faktor  $D$ 
  - Grenze:  $D < 0.55$
  - Strafe:  $D - 0.55$

	ToC	Approach	Lateral	Flyover
$h$ [m]	13716	125.8	162.7	243.8
$M$ [-]	1.68	0.27	0.39	0.39
$Q$ [kg/s]	188.2	183.2	289.8	270.4
$n_{rel}$ [-]	100%	70.3%	89.4%	78.0 %

**TAB 2. Bei Optimierung betrachtete Betriebspunkte (nicht ISA-korrigiert)**

Beim Suchen eines Optimums muss sowohl die Akustik des Fans als auch sein Wirkungsgrad betrachtet werden, um nicht einen Zielwert auf zu hohe Kosten des anderen zu maximieren. Es ist deshalb notwendig, eine Abwägung zwischen Lärmpegeln ( $EPNL$ ) und isentropen Wirkungsgrad ( $\eta_{ise}$ ) zu treffen, um sich weiterhin im Bereich realistischer Entwürfe zu bewegen - ineffiziente, aber leise Fans würden nicht produziert werden.

Um diese Anforderungen zu vereinbaren, wurde folgende, zu minimierende Optimierungszielgröße gebildet:

$$(2) \quad f(k_n) = EPNL_{cum} - \eta_{ise} \cdot 50$$

Damit werden  $-1EPNL_{dB}$  mit  $+0.5\% \eta_{ise}$  aufgewogen.

Um einen ersten Kandidaten vorzugeben und den Parameterraum sinnvoll abzuschätzen, wird ein initialer Fanentwurf verwendet, welcher mithilfe eines anderen Auslegungstools produziert wird. Die dabei angewandte Methodik wird im folgenden Abschnitt beschrieben.

## 2.5. Initiale aerodynamische Vorauslegung der Fans

Die aerodynamische Berechnung des Fans findet auf Basis von analytischen und empirischen Modellen in PropNoise statt. Dabei wird zunächst der Auslegungsraum durch die Berechnung eines initialen Entwurfs eingeschränkt und danach durch einen Optimierungsalgorithmus durchsucht.

Die Dimensionen des Strömungskanals, sowie das FPR und der Massenstrom im Auslegungspunkt sind aus der zuvor mithilfe von der DLR-eigenen Software *GTlab* durchgeführten Triebwerksvorauslegung bekannt. Zudem ist eine günstige Verteilung des Druckanstiegs über beide Fanstufen für den zweistufigen Entwurf gegeben, welche im iterativen Auslegungsprozess angepasst wird. Die Bedingungen im Auslegungspunkt sind in Tabelle 3 aufgeführt.

Flughöhe [m]	13716
Flugmachzahl [-]	1.68
FPR [-]	2.105
BPR [-]	1.77
Massenstrom [kg/s]	188.2

**TAB 3. Flugbedingung im Auslegungspunkt (nicht ISA-korrigiert)**

Diese Umgebungsbedingungen sind für Überschallanwendungen jedoch nicht hinreichend: während im subsonischen Flug durch eine isentrope Modellierung der Strömung durch den Einlauf die Eintrittsbedingungen am Fan gut abzuschätzen sind, gilt dies nicht für Überschalleinläufe, bei denen durch Stoßsysteme verdichtet wird. Die Eintrittsbedingungen am Fan müssen aufgrund der Komplexität solcher Einläufe und Stoßsysteme auch der 0D-Triebwerksmodellierung entnommen werden.

Anhand des FPR der ersten bzw. einzigen Stufe wird eine initiale Blattspitzenmachzahl ausgewählt, die sich an existierenden Fans orientiert (aufgeführt in Abbildung 4). Beim einstufigen Entwurf ist diese Auswahl sehr einfach, da das FPR im Auslegungspunkt übernommen werden kann. Für den zweistufigen Entwurf muss berücksichtigt werden, dass bei gleicher aerodynamischer Arbeit das FPR der zweiten Stufe sinkt, da bereits verdichtete und erhitzte Luft eingesaugt wird [34]. Es wird deshalb von einer Verteilung der Stufendruckverhältnisse  $FPR_1$  und  $FPR_2$  von  $\frac{FPR_1}{FPR_2} \approx 1.12$  ausgegangen, damit die zweite Stufe nicht bedeutend stärker belastet wird. Daraus ergibt sich die Vorgabe im Auslegungspunkt ToC:

$$(3) \quad FPR_1 = \sqrt{1.12 \cdot FPR_{ToC}}$$

Damit ergibt sich (ebenfalls am Auslegungspunkt) für den einstufigen Entwurf:

$$FPR = 2.105$$

Für den zweistufigen Entwurf gilt:

$$FPR_{1, \text{zweistufig}} = 1.535$$

$$FPR_{2, \text{zweistufig}} = 1.371$$

An diesen Druckverhältnissen angelehnt wird dann die Blattspitzenmachzahl des (ersten) Rotors gewählt. Grundlage dafür ist eine interne Datenbank zu Fanentwürfen und deren Kenngrößen. Ein Auszug daraus ist in Abbildung 4 zu sehen. Damit ist die Zielgröße:

$$\text{Einstufig} : M_{tip} = 1.60$$

$$\text{Zweistufig} : M_{tip} = 1.27$$

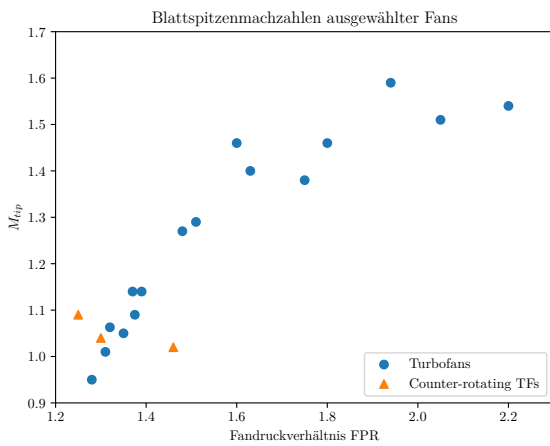


BILD 4. Überblick über Paare von  $M_{tip}$  und FPR

Aus der statischen Temperatur  $T$  und der axialen Machzahl  $M_{ax}$  am Faneintritt und den Blattspitzenmachzahlen kann dann die Umfangsgeschwindigkeit  $u_\theta$  und schließlich mithilfe des Fanradius  $r$  die Drehzahl  $N1$  ermittelt werden:

$$M_\theta = \sqrt{M_{tip}^2 - M_{ax}^2} = \frac{u_\theta}{\sqrt{\kappa RT}}$$

$$(4) \quad \Leftrightarrow N1 = \frac{u_\theta}{2\pi r} = \frac{\sqrt{M_{tip}^2 - M_{ax}^2} \cdot \sqrt{\kappa RT}}{2\pi r}$$

Dabei ist  $M_\theta$  die Spitzenmachzahl in Umfangsrichtung,  $\kappa$  der Adiabatenexponent und  $R$  die spezifische Gaskonstante.

Ebenfalls in Anlehnung an moderne Fans wird dann die Schaufelzahl sowie die Sehnenlänge ausgewählt, so dass ein ähnliches, realistisches Teilungsverhältnis erreicht wird. Mit diesen Randbedingungen kann die genaue Umlenkung der einzelnen Stator- und Rotorstufen für den initialen Entwurf berechnet werden. Zunächst wird

das Fandruckverhältnis  $FPR$ , mit dem Enthalpieanstieg  $\Delta H_t$  in Beziehung gesetzt:

$$(5) \quad FPR = \left(1 + \eta_{ise} \frac{\Delta H_t}{H_{t0}}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$H_{t0}$  bezeichnet hier die massenspezifische Totalenthalpie der Strömung am Faneinlass. Der Enthalpieanstieg  $\Delta H_t$  kann mithilfe der bekannten Euler-Gleichung für Turbomaschinen durch Geschwindigkeiten entlang des Mittenschnitts beschrieben werden:

$$(6) \quad \Delta H_t = U \cdot \Delta V_\theta$$

$\Delta V_\theta$  steht hier für die Umlenkung der Strömung im Absolutsystem. Aus dieser lassen sich letztendlich die An- und Abströmungswinkel  $\beta_{rel}$  und  $\beta'_{rel}$  ermitteln. Innerhalb des Tools wird zusätzlich die Auslegungsinzidenz  $i_{des}$  und Minderumlenkung  $dev$  abgeschätzt, allerdings werden diese Modelle aus praktischen Erwägungen hier nicht näher ausgeführt (dokumentiert in [26]). So können die Staffelungswinkel für Rotorvorder- sowie -hinterkante,  $\chi_{LE}$  und  $\chi_{TE}$  berechnet werden (siehe Abbildung 5):

$$(7) \quad \chi_{LE} = \beta_{rel} - i_{des}$$

$$\chi_{TE} = \chi_{LE} - \beta_{rel} + \beta'_{rel} - dev$$

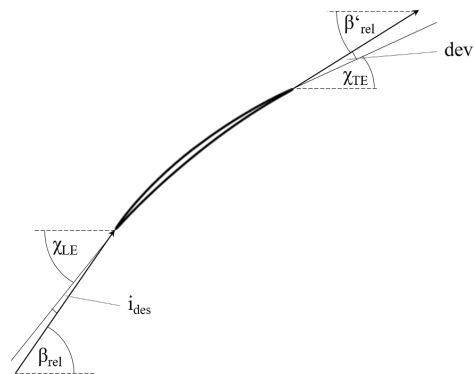


BILD 5. Schematische Darstellung einer Rotorschaukel mit den relevanten Winkeln

Da der isentrope Wirkungsgrad  $\eta_{ise}$  noch nicht bekannt ist, muss er abgeschätzt werden und die Gleichungen (5 - 7) solange iterativ berechnet werden, bis die Ergebnisse konvergieren.

Nachdem so die Staffelungswinkel bestimmt wurden, können alle aerodynamischen Größen im Auslegungspunkt sowie anderen relevanten Off-Design-Punkten berechnet werden. Dazu werden die oben erwähnten empirischen und analytischen Modelle verwendet. So wird eine Abschätzung des Wirkungsgrades, der Stabilität und entsprechend kritischer Betriebspunkte möglich.

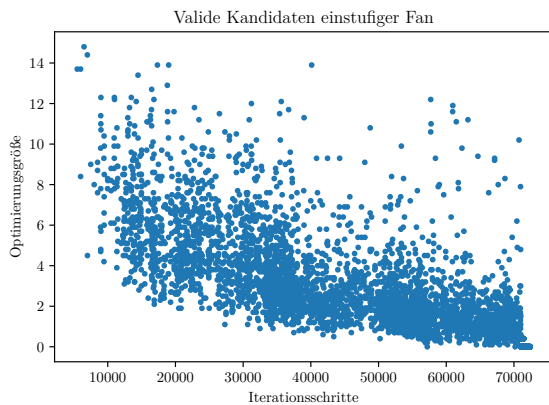
Diese initialen Entwürfe erreichen für die angegebene Schaufelzahlen und Drehzahlen das geforderte FPR.

### 3. FINALE FANENTWÜRFE

In dieser Sektion werden die Fanentwürfe vorgestellt, die sich aus der Optimierung ergeben haben. Dabei werden zunächst die Ergebnisse der Optimierung dargelegt und anschließend die Fanentwürfe betrachtet.

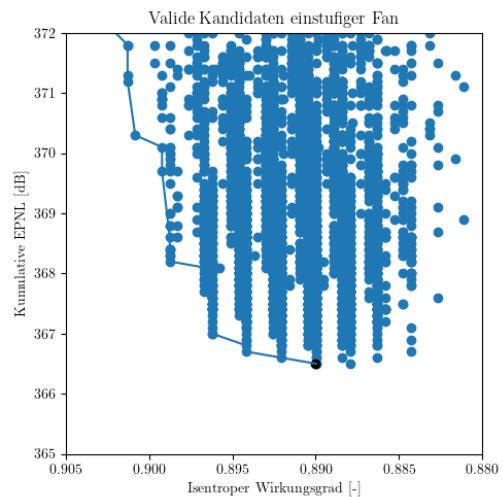
#### 3.1. Optimierungsergebnisse

Betrachtet man die durch den Optimierungsprozess entstandenen Entwürfe hinsichtlich der Optimierungsgröße, so sollten mit zunehmenden Iterationsschritten neue Minima gefunden werden. Lässt sich kein niedrigerer Wert aus der Evolution der existierenden Population erreichen, ist der Optimierungsprozess abgeschlossen. Diese Entwicklung ist für den einstufigen Entwurf in Abbildung 6 gut zu erkennen. Es kann deshalb davon ausgegangen werden, dass nach 72387 Iterationen ein Optimum nach der bestimmen Optimierungsfunktion gefunden wurde.



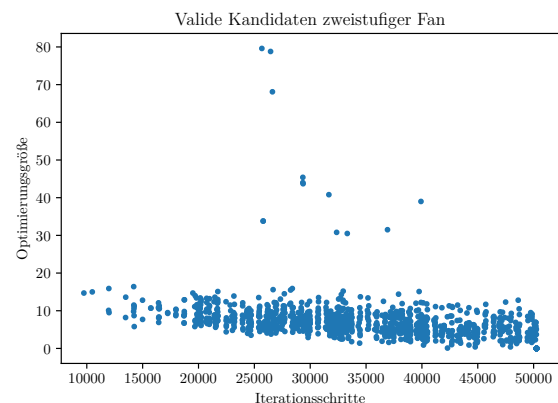
**BILD 6. Konvergenz der Optimierung für den einstufigen Entwurf**

In Abbildung 7 ist die Paretofront zu sehen, welche die Kandidaten mit den besten Zielgrößen (in diesem Fall isentroper Wirkungsgrad  $\eta_{ise}$  und kumulative Zertifizierungspegel  $EPNL_{cum}$ ) verbindet. Die vertikalen Streifen sind darauf zurückzuführen, dass die Zwischenergebnisse nur gerundet zurückgegeben wurden. Die Paretofront ist im Zielbereich gut ausgebildet. Dies ist ein weiterer Hinweis, dass ein tatsächliches Optimum gefunden wurde, da viele Kandidaten nahe dem Optimum evaluiert wurden.



**BILD 7. Paretofront des einstufigen Entwurfs mit Optimum in schwarz**

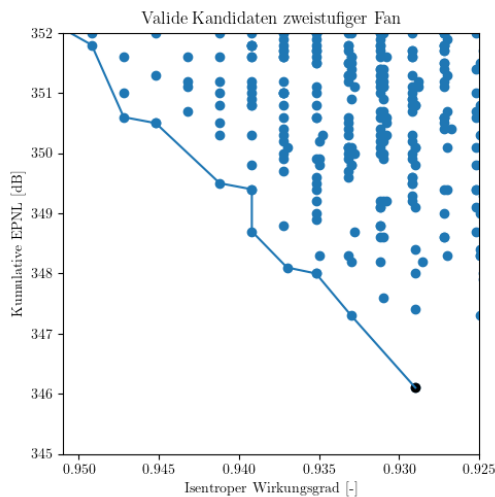
Aufgrund des höheren Rechenaufwands konnten für den zweistufigen Entwurf weniger Iterationen berechnet werden, zugleich waren mehr Parameter zur Optimierung freigegeben. Es wurde deshalb eine größere Toleranz für die Bestimmung eines Optimums gewählt. In Abbildung 8 ist nach 50863 Iterationen eine weniger ausgeprägte Konvergenz als beim einstufigen Entwurf zu erkennen.



**BILD 8. Konvergenz der Optimierung für den zweistufigen Entwurf**

Auch die Paretofront, zu sehen in Abbildung 9, ist weniger dicht ausgeprägt als beim einstufigen Entwurf. Das erreichte Optimum erreicht gegenüber dem nächsten pareto-dominanten Kandidaten um über 1dB niedrigere kumulierte EPNL. Es kann davon ausgegangen werden, dass es sich um einen sehr guten Entwurf handelt, selbst wenn kein so klares Optimum wie vom einstufigen Entwurf getroffen wurde.





**BILD 9. Paretofront des zweistufigen Entwurfs mit Optimum in schwarz**

### 3.2. Fanentwürfe

Die wichtigsten Parameter der initialen und optimierten Entwürfe sind in den Tabellen 4 und 5 aufgeführt. Drehzahl, Blattspitzenmachzahl und isentroper Wirkungsgrad beziehen sich hierbei auf den Auslegungspunkt.

	Initialer Entwurf	Optimierter Entwurf
Sehnenlänge Rotor [m]	0.314	0.273
Axialer Abstand R-S [m]	0.050	0.166
Sehnenlänge Stator [m]	0.204	0.226
Gesamtlänge [m]	0.410	0.522
Schaufelzahl Rotor [-]	20	18
Schaufelzahl Stator [-]	47	35
Solidity Rotor [-]	1.75	1.37
Solidity Stator [-]	2.57	2.12
Blattspitzenmachzahl [-]	1.60	1.54

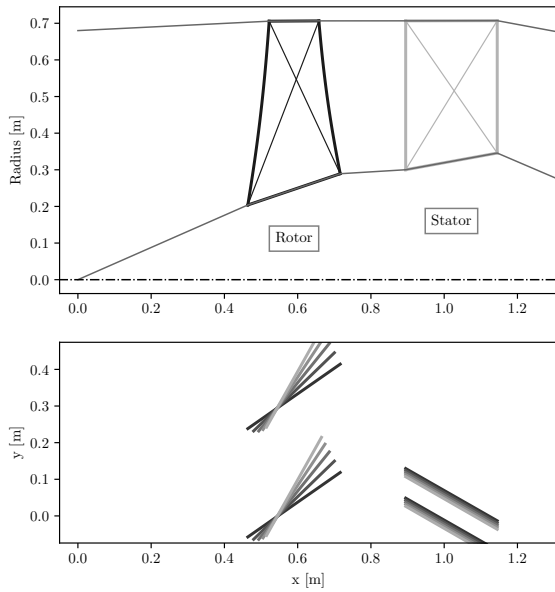
**TAB 4. Parameter der einstufigen Fanentwürfe - Betrieb im Auslegungspunkt ToC**

	Initialer Entwurf	Optimierter Entwurf
Sehnenlänge Rotor 1 [m]	0.186	0.152
Axialer Abstand R1-S1 [m]	0.120	0.140
Sehnenlänge Stator 1 [m]	0.128	0.126
Axialer Abstand S1-R2 [m]	0.08	0.140
Sehnenlänge Rotor 2 [m]	0.165	0.152
Axialer Abstand R2-S2 [m]	0.100	0.160
Sehnenlänge Stator 2 [m]	0.170	0.168
Gesamtlänge [m]	0.740	0.918
Schaufelzahl Rotor 1 [-]	19	18
Schaufelzahl Stator 1 [-]	49	34
Schaufelzahl Rotor 2 [-]	34	28
Schaufelzahl Stator 2 [-]	69	44
Solidity Rotor 1 [-]	0.99	0.78
Solidity Stator 1 [-]	1.71	1.16
Solidity Rotor 2 [-]	1.48	1.12
Solidity Stator 2 [-]	3.06	1.94
Blattspitzenmachzahl [-]	1.27	1.27

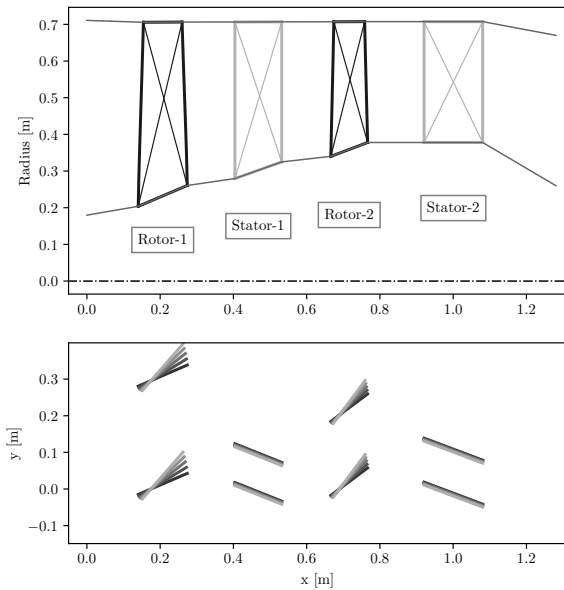
**TAB 5. Parameter der zweistufigen Fanentwürfe - Betrieb im Auslegungspunkt ToC**

Wie man leicht sieht, liegt die Blattspitzenmachzahl des zweistufigen Entwurfs deutlich unter der des einstufigen. Um genug Druck über eine Stufe aufzubauen, ohne zu hohe Belastungen und damit Stabilitätsprobleme zu erreichen, muss mehr Druck über den Verdichtungsstoß generiert werden. Zudem sind bei den Schaufeln des einstufigen Entwurfs deutlich größere Sehnenlängen notwendig, um die Belastung zu reduzieren. Die Gesamtlänge des zweistufigen Fans liegt mit 0.918 m deutlich über der des einstufigen Entwurfs mit 0.522 m, was bei der Integration ins Triebwerk beachtet werden muss.

In den Seitenansichten der Fanentwürfe (Abbildungen 10 und 11) sind die Kanalkonturen gut zu erkennen. Die geringe Verjüngung zwischen den Stufen liegt darin begründet, dass die axialen Abstände zwischen den Stufen gegenüber dem initialen Entwurf vergrößert wurden, um Interaktionslärm zu reduzieren.



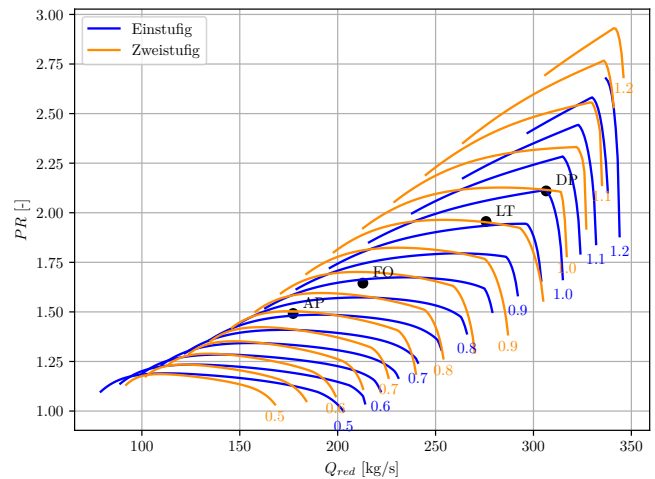
**BILD 10. Seitenansicht und Kaskaden des einstufigen Fanentwurfs (schematische Darstellung)**



**BILD 11. Seitenansicht und Kaskaden des zweistufigen Fanentwurfs (schematische Darstellung)**

In Abbildung 12 ist das Kennfeld des einstufigen Fans zu sehen. Der Auslegungsbetriebspunkt (DP) am ToC befindet sich an der Sperrgrenze, während der "Approach"-Betriebspunkt sehr dicht an der Pumpgrenze liegt. Es lässt sich ablesen, dass der Fan die weit gespreizten Betriebspunkte ohne variable Komponenten erreichen kann, aber dabei nicht ideal betrieben werden kann. Dies zeigt sich auch durch die hohen Inzidenzen, die in den Be-

triebspunkten "Flyover" und "Approach" erreicht werden (siehe Tabelle 6).



**BILD 12. Kennfelder der optimierten Fanentwürfe mit repräsentativen Betriebspunkten: ToC (DP), "Lateral" (LT), "Flyover" (FO) und "Approach" (AP)**

Das Kennfeld des zweistufigen Fans (Abbildung 12) zeigt, dass auch dieser ohne variable Komponente schwer zu betreiben ist. Die Extrempunkte DP und AP sind weiter von Pump- und Sperrgrenze entfernt, aber trotzdem weit von idealem Betrieb entfernt.

	Einstufig initial	Einstufig optimiert	Zweistufig initial	Zweistufig optimiert
ToC	2.9°	1.5°	1.3°	1.9°
Lateral	2.5°	2.1°	3.0°	3.4°
Flyover	5.9°	5.8°	5.4°	5.7°
Approach	12.0°	10.2°	9.8°	11.7°

**TAB 6. Maximale Inzidenzen an den jeweiligen Betriebspunkten**

Wie leicht zu sehen ist, liegen bei beiden Entwürfen im "Approach" sehr große Inzidenzen vor, so dass von Ablösungen ausgegangen werden muss. Die Lärmpegel im Anflug müssen also als unrealistisch hoch angesehen werden, wie im folgenden Abschnitt näher erläutert wird.

#### 4. ERGEBNISSE

In diesem Abschnitt werden die Ergebnisse der aeroakustischen Auswertung der Fanentwürfe dargelegt. Zunächst werden die optimierten Fanentwürfe mit den initialen Entwürfen verglichen, um die Verbesserungen durch die Optimierung darzulegen. Anschließend vergleichen die Autoren die optimierten Entwürfe untereinander, um den Unterschied zwischen zwei- und einstufigem Entwurf zu zeigen.

In dieser Veröffentlichung wird Lärm anhand von Zertifizierungslärmpegel betrachtet. Die drei Zertifizierungsmesspunkte teilen sich auf zwei Flugbahnen auf: den Anflug ("Approach") und den Start ("Lateral" und "Flyover"). Sie werden in den folgenden Abschnitten dementsprechend getrennt betrachtet.

#### 4.1. Relevante Lärmquellen

Aus Gründen der Übersichtlichkeit werden hier ausschließlich Quellen dargestellt, welche an kritischen Betriebspunkten dominant sind. Quellen, welche zu keinem Zeitpunkt dominant sind, werden in alle Berechnungen einbezogen aber in den graphischen Darstellungen und Erläuterungen vernachlässigt. Im Folgenden wird diese Auswahl erläutert und begründet.

##### 4.1.1. Breitbandquellen

Durch die hohe Belastung und hohe Inzidenzen im Betrieb beider Fans bilden sich stark turbulente Nachläufe aus. Der resultierende Breitbandinteraktionslärm dominiert den Hinterkantenlärm deutlich, weshalb letzterer vernachlässigt wird.

Am zweistufigen Fan gibt es drei Nachläufe, welche mit unmittelbar stromab positionierten Stufen interagieren können: von Rotor 1 (auf Stator 1), von Stator 1 (auf Rotor 2) und von Rotor 2 (auf Stator 2). Unter diesen ist in allen Betriebszuständen der Interaktionslärm der Rotornachläufe dominant. Der Anregungsterm des Breitbandinteraktionslärms skaliert etwa zur fünften Potenz mit der relativen Anströmgeschwindigkeit  $w_0$ , welche für Rotoren inherent höher ist als für Statoren [35]. Er skaliert aber auch linear mit der umfangsgemittelten turbulenten kinetischen Energie  $TKE_{mean}$ , welche in den Rotornachläufen aufgrund der großen Inzidenzen sehr viel größer ist. Bereinigt man den Zusammenhang zwischen Anregungsterm und  $w_0$  um die Skalierung der  $TKE_{mean}$  mit  $w_0$  (etwa quadratisch), ergibt sich:

$$(8) \quad PWL \sim w_0^3 \cdot TKE$$

Der Einfluss der höheren  $TKE_{mean}$  überwiegt in diesem Anwendungsfall den des kleineren  $w_0$  in allen Teillastbereichen. Beim Vollschubbetrieb des initialen zweistufigen Entwurfs erreicht diese Quelle die gleichen Schallleistungsniveaus (PWLs) wie die Interaktion mit den Rotornachläufen, wird aber aus Gründen der Vergleichbarkeit trotzdem nicht in die grafischen Darstellungen aufgenommen.

##### 4.1.2. Tonale Quellen

Der tonale Nachlaufinteraktionslärm dominiert gegenüber dem Potentialfeldinteraktionslärm, da das Potentialfeld aufgrund der axialen Distanz zur nächsten Stufe bereits stark abgeklungen ist. Da dieses exponentiell abklingt, ist die Anregung durch geringe Abstände massiv zu reduzieren. Lediglich im initialen einstufigen Entwurf werden durch die Interaktion des Rotors mit den

Potentialfeld des Stators starke PWLs erreicht, jedoch ist diese Quelle nie dominant. Aus diesem Grund wird sie in der Diskussion und Darstellung vernachlässigt.

Die tonale Interaktionsquelle im einstufigen Entwurf wurde durch gut gewählte Schaufelzahlen in ein Cut-Off-Design gebracht, so dass sie im "Approach" zu vernachlässigen und beim Start reduziert ist. Wie im vorausgehenden Abschnitt erklärt, treten am zweistufigen Fan drei dieser Quellen auf. Der Interaktionslärm der Rotornachläufe konnte ins Cut-Off gebracht werden. Die resultierenden Schallleistungen sind gering, also werden diese Quellen in Diskussion und Darstellung vernachlässigt. Für die Interaktion der Stator 1-Nachläufe mit Rotor 2 ist das nicht möglich, da die Schaufelzahl nicht über vier Stufen stetig stark erhöht werden kann. Die Nachläufe des Stator-1 (49 oder 34 Schaufeln) regen bei der Interaktion mit Rotor-2 (34 oder 28 Schaufeln) niedrige Modenordnung an, welche nicht abklingen und viel Energie tragen. Dieses Phänomen tritt bei Start sowie Landeanflug auf.

Da Buzzsaw-Lärm nicht in jedem Betriebszustand auftritt und der tonale Nachlaufinteraktionslärm beim zweistufigen Entwurf stark ist, lässt sich keine pauschale Aussage zu dessen Dominanz treffen.

#### 4.2. Vergleich der einstufigen Entwürfe

Die Fanentwürfe werden anhand der zuvor beschriebenen Kriterien verglichen: isentroper Wirkungsgrad  $\eta_{ise}$  im Auslegungspunkt (ToC) und Lärmwirkung an den Zertifizierungspunkten anhand von EPNLdB.

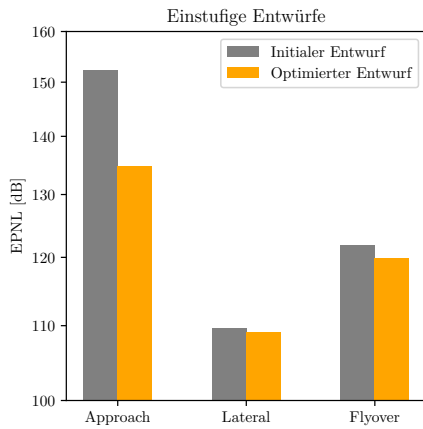
Im Auslegungspunkt haben die Entwürfe folgende aerodynamischen Eigenschaften:

	Initialer Entwurf	Optimierter Entwurf
$M_{tip}$	1.60	1.54
$\eta_{ise,Rotor}$	0.889	0.922
$\Pi_{Stator}$	0.974	0.977
$\eta_{ise,Fan}$	0.855	0.891

**TAB 7. Isentrope Wirkungsgrade und Druckverhältnisse der Stufen der einstufigen Entwürfe**

Der über alle Stufen verbesserte Wirkungsgrad ist hierbei auf die Reduktion der umspülten Fläche durch geringere Schaufelzahlen und kürzere Sehnenlängen bedingt. Beim Rotor wirkt sich zudem die niedrigere Blattspitzenmachzahl  $M_{tip}$  positiv auf den isentropen Wirkungsgrad aus. So kann im gesamten Fan eine Steigerung des isentropen Wirkungsgrads von ca. 3.6% erreicht werden.

In Abbildung 13 sind die Zertifizierungslärmpegel beider Entwürfe aufgeführt. Wie leicht zu erkennen ist, wurde durch die Optimierung eine deutliche Verbesserung erreicht.



**BILD 13. Vergleich der Zertifizierungspegel der einstufigen Entwürfe**

Da die genutzten Flugbahnen und damit die Ausbreitungseffekte in beiden Fällen identisch sind, sind diese Differenzen auf die Lärmquellen am Fan zurückzuführen. Die Richtcharakteristiken dieser Quellen sind in Abbildung 21 zu sehen.  $0^\circ$  bedeuten in dieser Darstellung die stromabwärtige Richtung und  $180^\circ$  stromaufwärtig, d.h. Flugrichtung.

#### 4.2.1. Anflug

Durch die extremen Off-Design Bedingungen im Anflug werden hohe Inzidenzen von etwa  $10\text{-}12^\circ$  für beide Entwürfe erreicht, welche im realen Betriebsfall zu Ablösungen führen würden. Dies unterstreicht die Notwendigkeit eines variablen Bauteils, welches in diesem Entwurf nicht vorgesehen ist. Die Ergebnisse aus dem "Approach"-Punkt müssen also als unrealistisch für einen realen Anwendungsfall betrachtet werden. Dies gilt für alle vier Entwürfe und muss bei der Betrachtung der Lärmergebnisse im "Approach" beachtet werden.

Im "Approach"-Betriebspunkt ist für beide Entwürfe der breitbandige Rotornachlaufinteraktionslärm dominant. Für diesen gilt Gleichung 8, es müssen also  $TKE_{mean}$  und  $w_0$  betrachtet werden. Durch die größeren Sehnenlängen und Schaufelzahlen ist die  $TKE_{mean}$  im initialen Entwurf mehr als doppelt so hoch ( $3300\text{ J/kg}$  vs.  $1532\text{ J/kg}$ ).  $w_0$  des initialen Entwurfs ist nur um  $1.5\%$  geringer, so dass das PWL des resultierenden Breitbandlärms um  $4.1\text{ dB}$  größer ist als beim optimierten Entwurf. Bedingt durch die jeweiligen Richtcharakteristiken der tonalen Quellen ist der Tonallärm nur in einem kurzen Zeitfenster dominant, Breitbandlärm verursacht beim Überflug einen weniger spitzen Peak. Dadurch ist die Integrationszeit bei der Berechnung der EPNL lang. Durch die niedrige Drehzahl des optimierten Entwurfs entfällt der Druckaufbau durch Stöße, damit auch der Buzzsaw-Lärm. Die Lärmquelle, welche als "Buzzsaw-Lärm" bezeichnet ist, ist der Potentialfeldlärm des Rotors und vernachlässigbar schwach. Diese tonale Quelle ist nicht dominant, doch durch die Bestrafung von Tönen bei der Berechnung von EPNL hat sie einen Einfluss auf die Metrik. Es ergibt sich zwischen initialem

und optimiertem Entwurf ein starker Unterschied im "Flyover"-Zertifizierungspegel von  $17.5\text{ dB}$ .

#### 4.2.2. Start

Bei maximalem Schub ist der Unterschied im tonalen Nachlaufinteraktionslärm signifikant. Die größere Schaufelzahl und Sehnenlängen des initialen Entwurfs sorgen für eine weniger starke Belastung der Schaufeln und dadurch für schmalere, weniger turbulente Nachläufe, welche den tonalen Interaktionslärm erhöhen [36]. Im optimierten Entwurf sind die stark angeregten Moden zudem in Cut-Off und können sich nicht im Kanal ausbreiten. Für den initialen Entwurf ist dies nicht der Fall, die Azimutalmode  $-7$  in der zweiten Blattfolgefrequenz (BPF) und  $-34$  in der dritten BPF tragen viel Energie und breiten sich ins Fernfeld aus. Die Schalleistung des tonalen Nachlaufinteraktionslärms des initialen Entwurfs ist um  $14.1\text{ dB}$  höher als die des optimierten Entwurfs, während die Differenzen der dominanten Quellen, Buzzsaw-Lärm und breitbandiger Nachlaufinteraktionslärm, bei etwa  $1\text{ dB}$  liegen. Da der Einfluss des tonalen Nachlaufinteraktionslärms zeitlich sehr begrenzt ist, ergibt sich am "Lateral"-Zertifizierungspunkt nur eine Differenz von  $0.6\text{ dB}$ .

Bei Cutbackschub zeigen sich äquivalente Phänomene: Breitbandiger Nachlaufinteraktionslärm und Buzzsawlärm haben nahezu identische PWL bei beiden Entwürfen, aber ein deutlich stärkerer tonaler Nachlaufinteraktionslärm beim initialen Entwurf. Die Differenz in der PWL dieser Quelle liegt bei  $12.7\text{ dB}$ . Die Richtcharakteristik macht sie zudem in stark stromauf- und -abwärtigen Winkeln zur dominanten tonalen Quelle. Am "Flyover"-Zertifizierungspunkt ergibt sich so ein Unterschied von  $2.0\text{ dB}$ .

#### 4.3. Vergleich der zweistufigen Entwürfe

Analog zu den einstufigen Entwürfen werden in diesem Abschnitt die zweistufigen Entwürfe verglichen. In Tabelle 8 sind die aerodynamischen Wirkungsgrade aufgeführt.

	Initialer Entwurf	Optimierter Entwurf
$M_{tip}$	1.27	1.27
$\eta_{ise,Rotor1}$	0.963	0.936
$\Pi_{Stator1}$	0.992	0.995
$\eta_{ise,Rotor2}$	0.941	0.959
$\Pi_{Stator2}$	0.990	0.991
$\eta_{ise,Fan}$	0.926	0.927

**TAB 8. Isentrope Wirkungsgrade und Druckverhältnisse der Stufen der zweistufigen Entwürfe**

Gegenüber dem initialen Entwurf ist der zweite Rotor deutlich stärker belastet. Dadurch steigt dessen Wirkungsgrad an, während der von Rotor 1 sinkt. Insgesamt sinkt der isentrope Wirkungsgrad der Rotoren minimal

durch größere Verluste an den Schaufeln. Die höhere Effizienz der Statorstufen durch eine deutlich verringerte umspülte Fläche gleicht diesen Effekt allerdings aus, so dass der Gesamtwirkungsgrad minimal ansteigt.

Akustisch unterscheiden sich diese Entwürfe weniger stark als die einstufigen, wie in Abbildung 14 zu erkennen ist. Da die Drehzahl nicht variiert wurde, ist der Buzzsaw-Lärm nahezu identisch. Lediglich die von 19 auf 18 reduzierte Schaufelzahl hat einen Einfluss auf die angeregten Moden.

#### 4.3.1. Anflug

Im entsprechenden Betriebspunkt dominiert breitbandiger Interaktionslärm. Dieser ist beim optimierten Entwurf aufgrund der höheren Inzidenz (siehe Tabelle 6) und daraus folgenden höheren  $TKE_{mean}$  größer als beim initialen Entwurf. Der Unterschied der PWL dieser Quellen liegt bei weniger als 2 dB. Daraus ergibt sich ein um 1.8 dB höherer Zertifizierungspegel am "Approach"-Punkt gegenüber dem initialen Fanentwurf.

#### 4.3.2. Start

Im Betrieb mit maximalem sowie mit Cutback Schub ist der gleiche Effekt zu beobachten. Buzzsaw-Lärm sowie die der breitbandige Nachlaufinteraktionslärm (Rotor 2 auf Stator 2) sind nahezu identisch (Differenz < 1.5 dB PWL). Der tonale Nachlaufinteraktionslärm des optimierten Entwurfs ist in der PWL bei maximalem Schub um 4.8 dB und bei Cutback Schub um 2 dB schwächer. Zudem ist in beiden Fällen die Richtcharakteristik im Hinblick auf die Ausbreitung zum Beobachter günstiger. Als Konsequenz ist am "Lateral"-Zertifizierungspunkt ein Vorteil von 1.4 dB, im "Flyover"-Zertifizierungspunkt ein Vorteil von 1.7 dB gegenüber dem initialen Entwurf vorhergesagt.

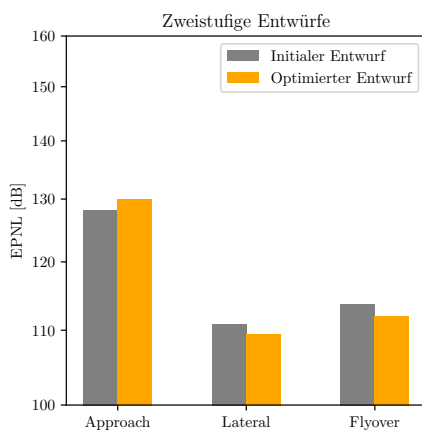


BILD 14. Vergleich der Zertifizierungspegel der zweistufigen Entwürfe

#### 4.4. Vergleich der optimierten Fanentwürfe

Die beim Beobachter vorhergesagten Zertifizierungspegel sind in Tabelle 9 aufgeführt.

	Approach	Lateral	Flyover	Gesamt
Einstufig	135.5	112.4	119.9	367.8
Zweistufig	131.0	109.5	112.0	312.5
Differenz	-4.5	-2.9	-7.9	-15.3

TAB 9. EPNLdB der beiden Entwürfe an den Zertifizierungspunkten

#### 4.4.1. Anflug

Der Einfluss des Betriebs im extremen Off-Design auf den Wirkungsgrad entlang der Flugbahn ist in Abbildung 15 zu erkennen: beide Fans haben gegenüber dem Auslegungspunkt einen deutlich niedrigeren Wirkungsgrad. Die Differenz im isentropen Wirkungsgrad zwischen beiden Entwürfen ist im "Approach" und im Auslegungspunkt identisch. Beide Entwürfe haben im extremen Off-Design folglich vergleichbare Verluste.

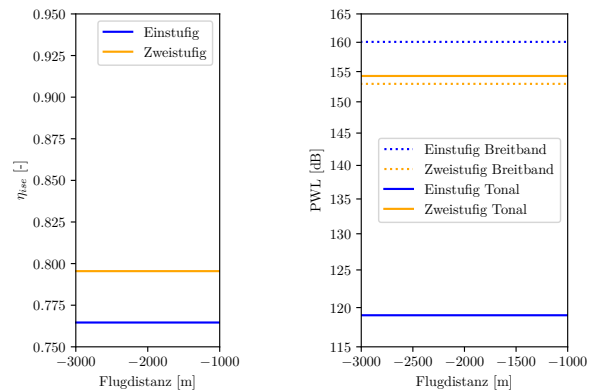
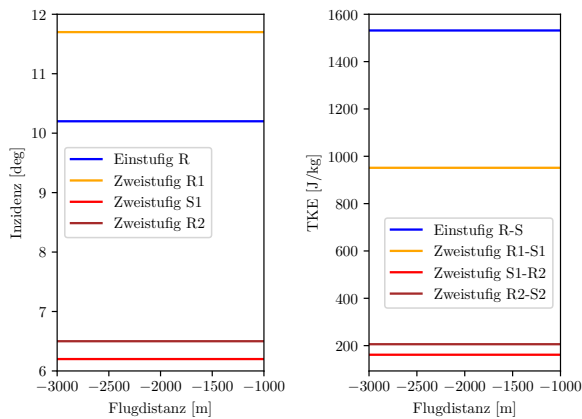


BILD 15. Wirkungsgrad und Lärmpegel der Fans im Anflug

Die resultierenden Lärmleistungspegel von Tonal- und Breitbandlärm beider Entwürfe nach Ausbreitung aus dem Triebwerk über 10m sind in Abbildung 15 zu sehen. Durch die niedrige Drehzahl entfällt der Druckaufbau durch Stöße, damit auch der Buzzsaw-Lärm. Die Lärmquelle, welche als "Buzzsaw-Lärm" bezeichnet ist, wird dann zum Potentialfeldlärm des Rotors und ist vernachlässigbar schwach. Dies reduziert den Tonallärm, insbesondere für den einstufigen Entwurf, da dessen Tonallärm von Buzzsaw dominiert wird, wie im folgenden Abschnitt gezeigt wird. Die hohen Inzidenzen sind in Abbildung 16 zu sehen. Diese sorgen für eine starke Belastung der Schaufeln und dadurch für gekrümmte Nachläufe, welche durch destruktive Interferenzen den tonalen Interaktionslärm abschwächen [36]. Die Turbulenz in den Nachläufen ist durch die hohen Inzidenzen extrem hoch, wie ebenfalls in Abbildung 16 zu sehen ist. Deshalb ergeben sich hohe Pegel im Breitbandinteraktionslärm aus dessen Nachläufen. In besonderem Maße gilt dies für einstufigen Entwurf aufgrund der großen Sehnenlänge des Rotors. Die Differenz im resultierenden Breitbandinteraktionslärm ist in Abbildung 21, welche die

Richtcharakteristiken der relevanten Quellen darstellt, gut zu erkennen.



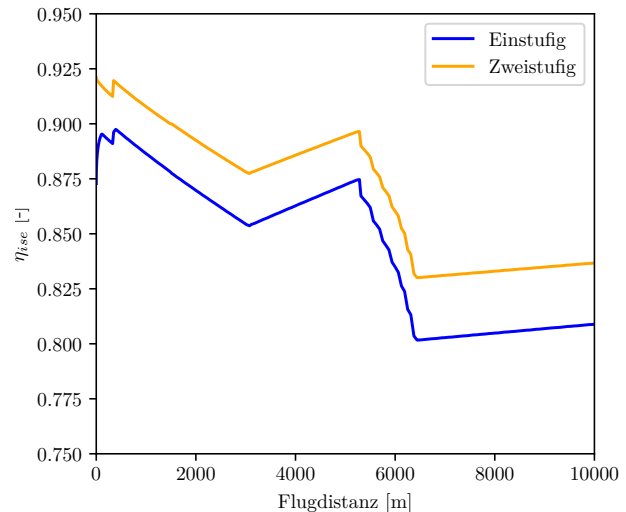
**BILD 16. Inzidenz und  $TKE_{mean}$  der Fans im Anflug**

Es ergeben sich für den einstufigen Entwurf extrem hohe Breitbandpegel und niedrige tonale Pegel. Für den zweistufigen Entwurf ist diese Verschiebung nicht so extrem, so dass winkelabhängig entweder Tonallärm oder Breitbandlärm dominant ist.

Beim Beobachter entsteht beim zweistufigen Entwurf wegen des tonalen Interaktionslärms ein kurzes Maximum im Gesamtpegel, während für den einstufigen Entwurf Breitbandlärm vollständig dominant ist. Dies wirkt sich für diesen negativ in der Integration der EPNL aus, wie in Abschnitt 4.2 erklärt.

#### 4.4.2. Start

Da es sich um eine diskretisierte Startflughöhe handelt, für welche die Betriebspunkte aus einer diskretisierten Triebwerkscharakteristik interpoliert wurden, treten im frühen Startabschnitt mit langsamen Änderungen des Betriebszustandes Artefakte in der Form von Sprüngen auf. Es wird davon ausgegangen, dass diese auf die Gesamtergebnisse keinen Einfluss haben.



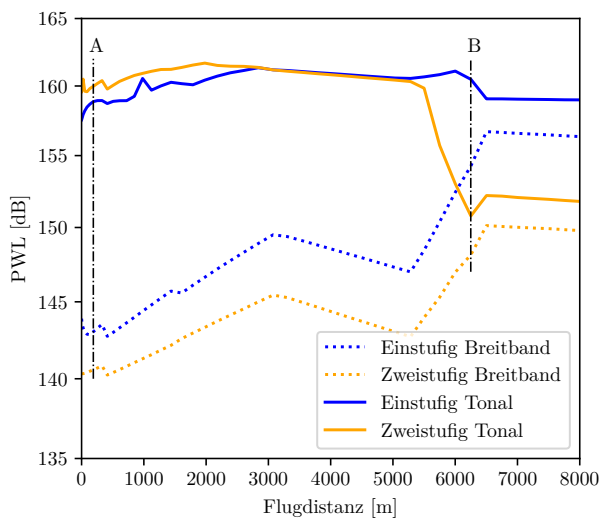
**BILD 17. Wirkungsgrad der Fans während des Starts**

Der isentrope Wirkungsgrad entlang der Flugbahn ist in Abbildung 17 dargestellt. Im Bereich mit maximalem Schub ist dieser am höchsten, da diese Betriebspunkte dem Auslegungspunkt sehr ähnlich sind. Wie leicht zu erkennen ist, fällt er mit steigender Geschwindigkeit ab, steigt aber ab dem Abheben mit zunehmender Höhe an. Beides sind thermodynamische Effekte, welche auf die Änderung des statischen Drucks zu Beginn der Verdichtung zurückzuführen sind. Mit dem Cutback und dem folgenden Teillastbetrieb sinken die Wirkungsgrade beider Fans ab. Durch die Entfernung vom Auslegungspunkt entstehen höhere Inzidenzen, zudem sinkt mit der Drehzahl der Wirkungsgrad von Turbomaschinen generell [34]. Die Entwicklung der Wirkungsgrade beider Fans ist nahezu identisch, die Differenz von 4%, welche sich bereits im Auslegungspunkt gezeigt hat, bleibt bestehen. Auch hier zeigt sich kein eindeutiger Vorteil eines Entwurfs im Teillastbereich. Da es sich hierbei um eine primär akustische Untersuchung handelt, wird die Aero- und Thermodynamik nicht weiter behandelt.

In Abbildung 19 zeigt sich der Vorteil des Betriebs im Vollschub. An den Rotorstufen beider Entwürfe treten Inzidenzen von 1.5° bis 4.5° auf. Die in Abschnitt 2.3.2 beschriebenen Artefakte sind in dieser Darstellung deutlich zu sehen. Durch die hohen Drehzahlen bis zum Cutback wird durch die rotorgebundenen Stöße viel Druck aufgebaut, was die Schaufeln aerodynamisch entlastet. Die Konsequenz dieser Effekte für die  $TKE_{mean}$  ist in Abbildung 20 zu sehen - die Nachläufe sind deutlich weniger turbulent. Der Nachlaufinteraktionslärm gering belasteter Schaufeln ist stärker tonal als breitbandig, zudem ist Buzzsaw-Lärm, sofern er auftritt, die dominante tonale Schallquelle. Aus diesen Gründen ist der tonale Lärm im Nahfeld (äquivalent zum Anflug) bis zum Cutback deutlich dominant gegenüber dem Breitbandlärm, deutlich erkennbar in Abbildung 18.

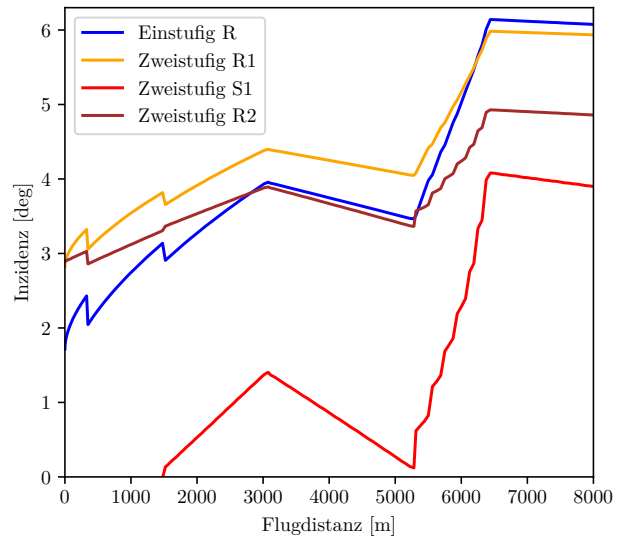
Nach dem Cutback zeigt sich ein deutlicher Unterschied zwischen einstufigem und zweistufigem Entwurf: der Tonallärm des einstufigen Fans bleibt hoch, der des zweistu-

figen Fans fällt stark ab. Für beide Entwürfe steigen die Inzidenzen, damit die  $TKE_{mean}$  und folglich der Breitbandlärm deutlich an. Die  $TKE_{mean}$  bleibt weit unter den Niveaus im Anflug, während der Breitbandlärm sich nur wenig verringert. Dies ist durch den höheren Schub und das damit größerer  $w_0$  begründet. Die Richtcharakteristiken der Quellen an den Positionen A und B sind in Abbildung 21 dargestellt. Es ist klar zu erkennen, dass Buzzsaw-Lärm für beide Entwürfe in A dominant ist, an Punkt B aber nur für den einstufigen Entwurf. Aufgrund der geringeren Drehzahl ist die Blattspitzenmachzahl des zweistufigen Entwurfs auf 0.96 gefallen, wodurch Buzzsaw-Lärm als dominante Quelle entfällt. Gleichzeitig wird der breitbandige Nachlaufinteraktionslärm lauter. Zugrunde liegen die gleichen Mechanismen, die bereits im vorausgehenden Abschnitt beschrieben wurden.

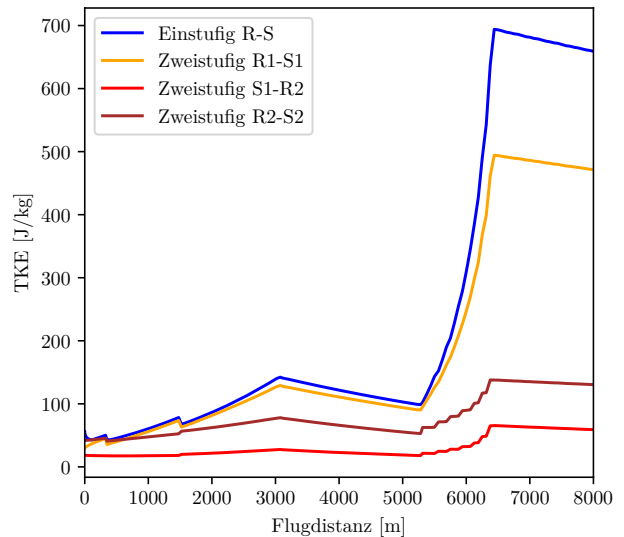


**BILD 18. Lärmpegel der Fans während des Starts, näher betrachtete Punkte A und B (siehe Abbildung 21)**

Im Zertifizierungspunkt "Lateral" ist Tonallärm deutlich dominant, Breitbandlärm ist nur in größerer Entfernung dominant. Damit geht er kaum in die Zeitintegration ein und hat einen geringen Einfluss auf die EPNL an dieser Position.

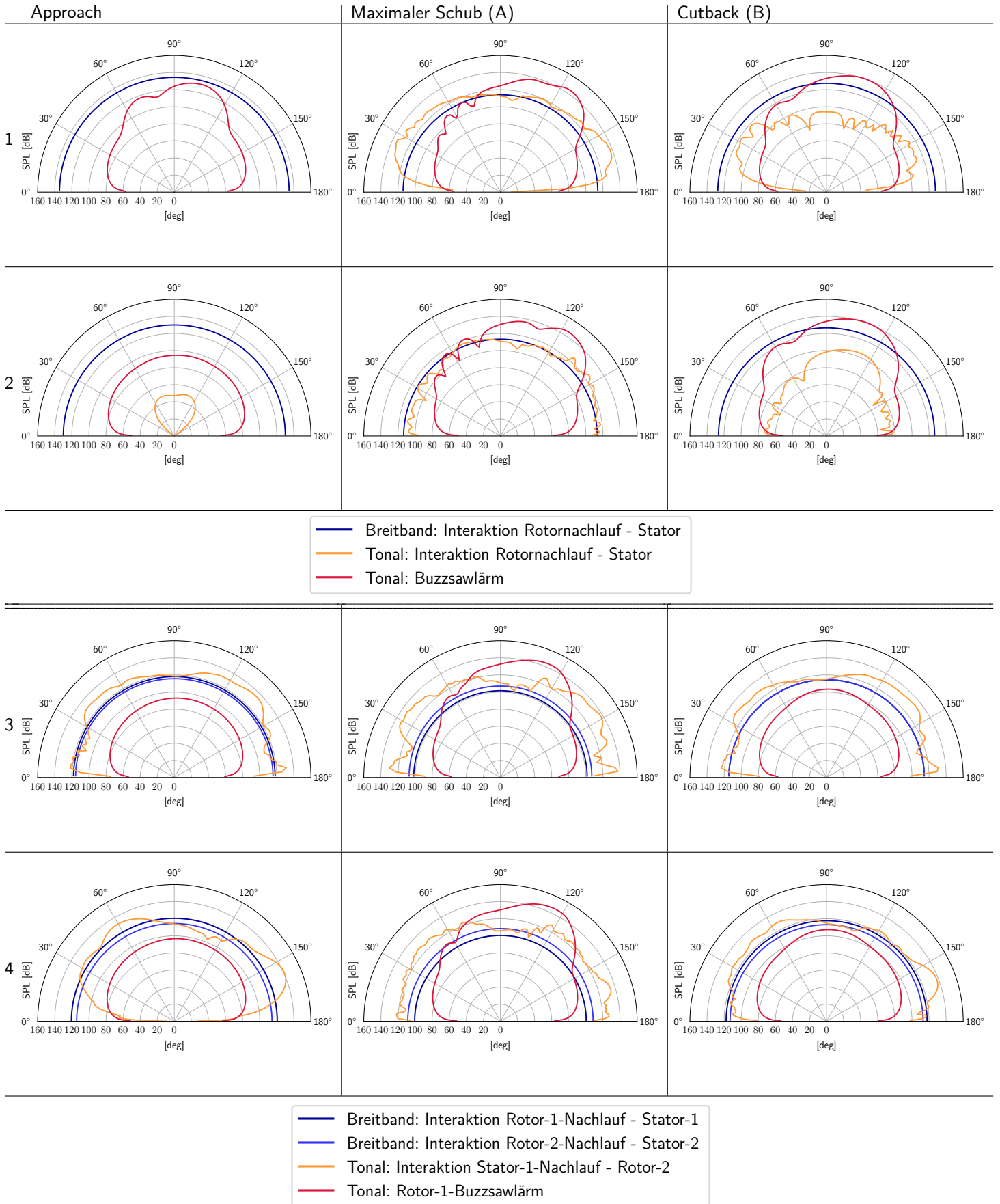


**BILD 19. Inzidenz der jeweiligen Stufen beim Start**



**BILD 20. TKE der Nachläufe beim Start**

Im Zertifizierungspunkt "Flyover" ist der Tonallärm des einstufigen Entwurfs stark dominant, der des zweistufigen weniger deutlich. Bei letzterem trägt die rückwärts gerichtete Charakteristik des tonalen Nachlaufinteraktionslärms deutlich zu den EPNL bei. Gemeinsam mit dem Breitbandlärm bildet sich so ein flacher Schalldruckverlauf aus. Breitbandlärm geht nur für den zweistufigen Fan signifikant in die Zeitintegration ein.



**BILD 21. Richtcharakteristika der Entwürfe an den repräsentativen Betriebspunkten  
1 - Einstufig initial, 2 - Einstufig optimiert, 3 - Zweistufig initial, 4 - Zweistufig optimiert**



## 5. SCHLUSSFOLGERUNGEN

In dem vorliegenden Paper wurde eine Optimierungskette zur aerodynamischen und akustischen Optimierung von Fanstufen für überschallfähige Triebwerke entwickelt und erfolgreich angewendet. Diese ist auch für mehrstufige Fanentwürfe geeignet, wie in diesem Fall behandelt. Die resultierenden Entwürfe sind auf das definierte Ziel hin optimiert und haben gegenüber initialen Entwürfen niedrigere Zertifizierungslärmpegel und im einstufigen Fall einen deutlich verbesserten Wirkungsgrad.

Die Fans von dem hier betrachteten überschallfähigen Triebwerk müssen auf ihren Missionen ein breites Leistungsspektrum abdecken. Die Ergebnisse der Auslegungstudie haben gezeigt, dass diese Fanstufen ohne variable Komponenten oder eine Anpassung der Flugmission (sofern möglich) Gefahr laufen, im Auslegungspunkt ToC in die Sperrgrenze und im Betriebspunkt im "Approach" in die Pumpgrenze zu laufen. In diesem Fall ist letzterer mit extremen Inzidenzen und Belastungen verbunden.

Es wurde für ein optimiertes zweistufiges Fankonzept gegenüber einem optimierten einstufigen Konzept ein etwa 4% höherer isentroper Wirkungsgrad und um über 15 EPNLdB geringere, auf Fanlärm bezogene Zertifizierungslärmpegel vorhergesagt. Die geringere Blattspitzenmachzahl des zweistufigen Fans, erlaubt es im Teillastbetrieb, den Buzzsaw-Lärm zu eliminieren. Durch den Entfall der dominanten Tonalquelle schon während des Starts kann der Lärm am "Flyover"-Zertifizierungspunkt um etwa 8 EPNLdB reduziert werden. Für diese Vorteile benötigt der Fan allerdings deutlich mehr Bauraum. Höhere Komplexität und Masse sind resultierende Nachteile, welche hier nicht untersucht wurden.

Die zusätzliche Stufe eines mehrstufigen Entwurfs verhindert ein konsequentes Cut-Off-Design, so dass die tonale Interaktionsquelle zwischen Stator-1 und Rotor-2 stark angeregt wird. Da Transmissionseffekte ignoriert wurden, ist nicht einzuschätzen in welchem Maße sie sich realistisch ins Fernfeld ausbreiten kann.

## 6. AUSBLICK

Während dieser Vergleich einen guten ersten Eindruck gibt, wie sich ein einstufiger von einem zweistufigen Fanentwurf unterscheidet, sowohl in der aerodynamischen als auch akustischen Bewertung, gibt es noch wissenschaftliche Fragen zu beantworten.

Triebwerksentwürfe mit variablen Komponenten müssen betrachtet werden. Diese verändern die Anforderungen an den Fan. Ist eine variable Düsendrossel vorgesehen, kann auf ein verstellbares Vorleitgitter verzichtet werden, da der Betriebszustand auf die Arbeitslinie des Fans angepasst wird. Wird hingegen ein verstellbares Vorleitgitter installiert, müssen die Fanentwürfe angepasst und um einen Freiheitsgrad erweitert werden. Die entsprechenden Konsequenzen für Akustik und Aerodynamik sind dann neu zu bewerten.

Der Einfluss von lärmoptimierten Startflugbahnen auf die Leistungsanforderungen und damit die optimale Auslegung der Fans ist zu untersuchen, ebenso wie deren Einfluss auf die gemessenen Zertifizierungslärmpegel, wenn mit Teilschub geflogen wird. Zudem ist unklar, bei welchen Betriebspunkten der Fan die dominante Lärmquelle ist. Eine Untersuchung unter Einbezug von Strahl- und Flugzellenlärm vermeidet eine unnötige Optimierung auf Punkte, an denen Fanlärm nicht dominant ist.

Wird anstatt von vier Fans oder ganzen Triebwerken ein Flugzeug simuliert, werden auch die Einflüsse von Abschattung und Reflektion durch den Rumpf abgebildet. Daraus ließen sich realistischere Zertifizierungslärmpegel vorhersagen.

Die Resultate einer weiteren Optimierung der entstandenen Entwürfe durch 3D-Design zur Lärmminimierung sind zu untersuchen.

## DANKSAGUNGEN

Die Autoren danken M. Nöding (DLR, Institut AS, Abteilung Helikopter) für die Berechnung und Bereitstellung der genutzten Startflugbahn, sowie der Europäischen Union für die finanzielle Unterstützung im Rahmen des Horizon 2020 Research and Innovation Programm (Project SENECA, Grant Agreement No. 101006742).

## QUELLEN

### Literatur

1. Scanlan, A. *Boom Supersonic Begins Construction on Overture Superfactory* Greensboro, USA, 2023. [https://boom-press-assets.s3.us-west-2.amazonaws.com/Boom\\_Supersonic\\_Groundbreaking.pdf](https://boom-press-assets.s3.us-west-2.amazonaws.com/Boom_Supersonic_Groundbreaking.pdf).
2. Jaron, R. *SENECA: (LTO) noiSe and EmissioNs of supErsoniC Aircraft* 2021. <https://seneca-project.eu/>.
3. Hardeman, A. B. & Maurice, L. Q. Sustainability: key to enable next generation supersonic passenger flight. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering* **1024**, 012053. ISSN: 1757-8981. doi:10.1088/1757-899X/1024/1/012053 (2021).
4. Ramdas, S. *Aircraft Noise Characteristics and Metrics* Diss. (Purdue University, West Lafayette, IN, December 2010).
5. Berton, J. J. Variable Noise Reduction Systems for a Notional Supersonic Business Jet. *Journal of Aircraft* **60**, 688–701. doi:10.2514/1.c037019 (Mai 2023).
6. Berton, J. J. *Aircraft Noise and Performance Data for a Notional Supersonic Business Jet* in *28th AIAA/CEAS Aeroacoustics 2022 Conference* (American Institute of Aeronautics und Astronautics, Reston, Virigina, Juni 2022). doi:10.2514/6.2022-3078.
7. Akatsuka, J. & Ishii, T. *Experimental and Numerical Study of Jet Noise Reduction for Supersonic Aircraft Using Variable Folding Nozzle Concept* in *2018 AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference* (American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virigina, Juni 2018). doi:10.2514/6.2018-3612.
8. Munoz, C. V., Bonavolontà, G., Lawson, C. & Riaz, A. *Conceptual Design of a Next Generation Supersonic Airliner for Low Noise and Emissions* in *AIAA SCITECH 2023 Forum* (American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virigina, Jan. 2023). doi:10.2514/6.2023-0215.
9. Nöding, M. u. a. Simulation of Landing and Take-Off Noise for Supersonic Transport Aircraft at a Conceptual Design Fidelity Level. *Aerospace* **9**, 9. doi:10.3390/aerospace9010009 (2022).
10. Nöding, M., Bertsch, L., Kirz, J., Ewert, R. & Berton, J. J. *Application and comparison of proposed SST noise certification regulations to a conceptual business aircraft* in *AIAA AVIATION 2023 Forum* (American Institute of Aeronautics und Astronautics, Juni 2023). doi:10.2514/6.2023-4169.
11. Stephens, D. *Fan Noise for a Concept Commercial Supersonic Transport* in *53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference* (American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, VA, 2017). ISBN: 978-1-62410-511-1. doi:10.2514/6.2017-4635.
12. Woodward, R., Glaser, F. & Lucas, J. *Low flight speed acoustic results for a supersonic inlet with auxiliary inlet doors* in *19th Joint Propulsion Conference* (American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virigina, 1983). doi:10.2514/6.1983-1415.
13. Heidmann, M. F. *Interim prediction method for fan and compressor source noise* Technical Memorandum X-71763 (NASA, Cincinnati, OH, Juni 1979).
14. Kontos, K. B., Kraft, R. E. & Gliebe, P. R. *Improved NASA-ANOPP noise prediction computer code for advanced subsonic propulsion systems* Contractor Report CR-202309 (General Eelectric Co., Cincinnati, OH, Dez. 1996).
15. Kresja, E. A. & Stone, J. R. *Enhanced Fan Noise Modeling for Turbofan Engines* Cincinnati, OH, Dez. 2014. <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20150000884/downloads/20150000884.pdf>.
16. Rawls Jr., J. W. & Yeager, J. C. *High Speed Research Noise Prediction Code(HSRNOISE) User's and Theoretical Manual* Lockheed Martin Engineering und Sciences Company (Hampton, VA, 2004). <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20040200978/downloads/20040200978.pdf>.
17. Akatsuka, J. & Ishii, T. System Noise Assessment and Uncertainty Analysis of a Conceptual Supersonic Aircraft. *Aerospace* **9**, 212. doi:10.3390/aerospace9040212 (Apr. 2022).
18. Stephens, D. *Acoustic Simulations and Commercial Supersonic Flight* October 2021. [https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20210021219/downloads/Stephens\\_NASA\\_Acoustic % 20Simulations % 20and%20Commercial%20Supersonics.pdf](https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20210021219/downloads/Stephens_NASA_Acoustic%20Simulations%20and%20Commercial%20Supersonics.pdf).
19. Moreau, S. in *Fundamentals of High Lift for Future Civil Aircraft* (Hrsg. Radespiel, R. & Semaan, R.) 579–595 (Springer International Publishing, Cham, 2021). ISBN: 978-3-030-52428-9. doi:10.1007/978-3-030-52429-6\_35.
20. Moreau, S. Turbomachinery Noise Predictions: Present and Future. *Acoustics* **1**, 92–116. doi:10.3390/acoustics1010008 (Jan. 2019).
21. Messenger, H. E. & Kennedy, E. *Two-Stage Fan I: Aerodynamic and Mechanical Design* Contractor Report CR-120859 (Pratt und Whitney Aircraft, East Hartford, CT, Jan. 1972).
22. Ruggeri, R. S. & Benser, W. A. *Performance of a highly loaded two stage axial-flow fan* Technical Memorandum TM X-3076 (NASA Lewis Research Center, Cleveland, OH, Aug. 1974).

23. Cunnan, W. S., Stevens, W. & Urasek, D. C. *Design and performance of a 427-meter-per-second-tip-speed two-stage fan having a 2.40 pressure ratio* NASA technical paper 1314 (NASA Lewis Research Center, Cleveland, OH, 1978).
24. Antl, R. J. *The effect of noise constraints on engine cycle optimization for long-haul transports* in *9th Propulsion Conference* (American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virginia, 1973). doi:[10.2514/6.1973-1292](https://doi.org/10.2514/6.1973-1292).
25. Calvert, W. J. & Ginder, R. B. Transonic fan and compressor design. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science* **213**, 419–436. ISSN: 0954-4062. doi:[10.1243/0954406991522671](https://doi.org/10.1243/0954406991522671) (1999).
26. Moreau, A. *A unified analytical approach for the acoustic conceptual design of fans of modern aero-engines* Diss. (TU-Berlin, 2017).
27. Moreau, A., Staggat, M. & Gscheidle, C. *A Fast Prediction Method for Rotor Buzz-saw Noise based on an Analytical Approach* in *25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference* (American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, VA, 2019). ISBN: 978-1-62410-588-3. doi:[10.2514/6.2019-2641](https://doi.org/10.2514/6.2019-2641).
28. Moreau, A. u. a. *A framework to simulate and to auralize the sound emitted by aircraft engines* in *2023 InterNoise Conference* (Chiba, Japan, Aug. 2023).
29. International Organization for Standardization. *Acoustics - Attenuation of sound during propagation outdoors: Part 1: Calculation of the absorption of sound by the atmosphere* Juni 1993. <https://cdn.standards.iteh.ai/samples/17426/3a2d69b767024b74805b83b063a91445/ISO-9613-1-1993.pdf>.
30. Bundesministerium des Inneren und für Heimat. *Anleitung zur Berechnung von Lärmschutzbereichen an zivilen und militärischen Flugplätzen nach dem Gesetz zum Schutz gegen Fluglärm* BMI (Bonn, Deutschland, März 1971), 162–227.
31. Guerin, S. *Farfield Radiation of Induct-Cutoff Pressure Waves* in *23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference* (American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, VA, 2017). ISBN: 978-1-62410-504-3. doi:[10.2514/6.2017-4037](https://doi.org/10.2514/6.2017-4037).
32. Prescher, A. *Modellierung der Schallausbreitung in einer inhomogenen Atmosphäre und ihr Einfluss auf binaural synthetisierten Überfluglärm* Master's Thesis (TU Berlin, Berlin, 2023).
33. Storn, R. & Price, K. *Journal of Global Optimization* **11**, 341–359. ISSN: 09255001. doi:[10.1023/A:1008202821328](https://doi.org/10.1023/A:1008202821328) (1997).
34. Bräunling, W. J. *Flugzeugtriebwerke* ISBN: 978-3-642-34538-8. doi:[10.1007/978-3-642-34539-5](https://doi.org/10.1007/978-3-642-34539-5) (Springer Berlin Heidelberg, Berlin, Heidelberg, 2015).
35. Moreau, A., Enghardt, L. & Bodén, H. *On the relation between broadband noise and fan aerodynamic performance* in (Lyon, France, Sep. 2007).
36. Jaron, R. *Aeroakustische Auslegung von Triebwerksfans mittels multidisziplinärer Optimierungen*. doi:[10.14279/DEPOSITONCE-7057](https://doi.org/10.14279/DEPOSITONCE-7057) (2018).