

DAS DLR-PROJEKT KONTEKST: KONZEPTE UND TECHNOLOGIEN FÜR EMISSIONSARME KURZSTRECKENFLUGZEUGE

Wolf Krüger⁽¹⁾, Berit Gerlinger⁽²⁾, Olaf Brodersen⁽³⁾, Thomas Klimmek⁽¹⁾, Yves Günther⁽⁴⁾

⁽¹⁾DLR Institut für Aeroelastik, Göttingen, Wolf.Krueger@DLR.de

⁽²⁾DLR Institut für Systemarchitekturen in der Luftfahrt, Hamburg

⁽³⁾DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Braunschweig

⁽⁴⁾DLR Institut für Flugführung, Braunschweig

Abstract

Dieser Beitrag gibt eine Übersicht über die Arbeiten und Ergebnisse im DLR-Projekt KonTeKst. Das Projekt befasste sich mit der Entwicklung, Optimierung und Bewertung von Konfigurationen unter den Aspekten des lärmarmen Fliegens sowie der Entwicklung dafür relevanter Technologien. Dazu gehören konfigurative Maßnahmen zur Lärmreduktion sowie Technologien zur Lärmreduktion am Flugzeug (Hochauftriebshilfen, Triebwerke). Des Weiteren wurden Verfahren zur Lastanalyse weiterentwickelt und validiert, und die Auswirkungen des Einsatzprofils von Kurzstreckenflugzeugen auf Flughafen und Prozesse am Boden untersucht.

Keywords

Leitkonzepte; Kurzstreckenflugzeug; lärmarmes Flugzeug; lärmarmes Hochauftrieb; Triebwerksauslegung; Lastanalysen; Komponentenlasten; Ermüdungslasten; Flugversuche; Bodenprozesse

1. MOTIVATION

1.1. Leitkonzepte im DLR

Innerhalb der DLR Luftfahrtforschung beschreiben sechs so genannte Leitkonzepte die Kernherausforderungen in der Luftfahrt für ein sicheres und umweltverträgliches Fliegen. Die Leitkonzepte fokussieren die programmatische Steuerung auf Zielprodukte, und dies über disziplinäre und Institutsgrenzen hinweg. Die Arbeiten decken dabei das komplette Lufttransportsystem ab - von einzelnen Komponenten über die technischen Herausforderungen ganzer Luftfahrzeuge bis hin zum komplexen Zusammenspiel des Luftverkehrs. Dabei wird eine komplette Lebenszyklusbewertung und Technikfolgenabschätzung angestrebt. Der Anspruch reicht dabei bis hin zur virtuellen Integration eines innovativen Fluggeräts [1].

Die Leitkonzepte als Rahmen starteten im Jahr 2015. Die erste Phase dauerte fünf Jahre. Dabei wurden sechs Zielprodukte definiert, auf die die Arbeiten in den Leitkonzepten ausgerichtet sein sollten:

- Leitkonzept 1: Das Kurzstreckenflugzeug
- Leitkonzept 2: Das Langstreckenflugzeug
- Leitkonzept 3: Der unbemannte Luftfrachttransport
- Leitkonzept 4: Der Rettungshubschrauber 2030
- Leitkonzept 5: Der leistungsfähige Luftverkehr
- Leitkonzept 6: Das virtuelle Produkt

1.2. Das Leitkonzept Kurzstreckenflugzeug

In den Jahren 2015 – 2019 befassten sich die Arbeiten im Leitkonzept „Kurzstreckenflugzeug“ mit der Entwicklung lärmarmen Konfigurationen für den Kurzstreckenbetrieb. Der Fokus lag dabei auf der Betrachtung von Flugzeugen

von mindestens 70 Sitzen und einer Reichweite von 500 bzw. 1000 NM. Folgende Konfigurationen wurden als Referenzentwürfe für das Leitkonzept ausgewählt:

- ein 70-sitziges Flugzeug mit Propellerantrieb (ähnlich ATR72 oder De Havilland DHC8, auch "DASH 8" genannt)
- ein 150-sitziges Flugzeug mit Strahltriebwerken (ähnlich A320).

Dabei spielte folgende Überlegung eine Rolle – ein Flugzeug in der A320-Klasse wird für eine Distanz von etwa 3300 NM (ca. 6100 km) ausgelegt. Betrieben werden solche Flugzeuge oft aber auf Strecken, die nicht länger als 1000 NM sind. Tatsächlich gibt es einen Präzedenzfall für ein 150-sitziges Flugzeug, welches für eine solche Reichweite ausgelegt wurde – die Dassault Mercure [2]. Auch wenn sie nach ihrer Indienststellung im Jahr 1974 kein wirtschaftlicher Erfolg war, zeigt das Beispiel, dass es sich lohnt, das Potential einer Auslegung auch größerer Flugzeuge auf die Kurzstrecke zu untersuchen.



Abbildung 1: Dassault Mercure [2]

Die im Leitkonzept spezifizierte Referenzkonfiguration des 70-Sitzers wurde im Wesentlichen im Rahmen von EU-Projekten, z. B. im Projekt AGILE [3], betrachtet. Für das Projekt KonTeKst wurde die Untersuchung einer 150-sitzigen Konfiguration beschlossen. Dafür gibt es zwei Gründe – erstens umfasst diese Flugzeuggröße das größte Marktsegment, zweitens liegen beim DLR umfangreiche Daten einer solchen Konfiguration vor. Dazu gehört z. B. das DLR-eigene D150-Modell, welches ein Flugzeug der A320-Klasse beschreibt [4], [5]. Das DLR betreibt aber auch einen A320 (ATRA), sodass aus eigenen Projekten Validierungsmöglichkeit für zahlreiche Analyseverfahren vorliegen und so eine größere Modellierungstiefe und damit eine bessere Technologiebewertung als für andere Konfigurationen möglich ist.

1.3. Das Projekt KonTeKst

Das lärmarme Fliegen ist neben dem emissionsarmen Fliegen der Schlüssel zur Akzeptanz des Flugbetriebs in der Nähe bewohnter Regionen. Aus diesem Grund war der Ansatz im DLR-Projekt KonTeKst (2016-2019) die Entwicklung, Optimierung und Bewertung von Konfigurationen unter den Aspekten des lärmarmen Fliegens sowie der Entwicklung dafür relevanter Technologien. Anforderungen aus der Integration des Flugzeugs in das Verkehrssystem sowie eine Bewertung der Umwelteinwirkung waren Teil der Auslegung und Bewertung der Konfigurationen.

Im Projekt wurden im ersten Hauptarbeitspaket zwei Flugzeugentwürfe mit konfigurativen Maßnahmen zur Lärmreduktion aufgebaut. Diese wurden mit dem Entwurf eines Referenzflugzeugs verglichen und dabei hinsichtlich Leistung, Lärmabstrahlung und Emissionen bewertet. Das zweite Hauptarbeitspaket befasste sich mit ausgewählten Technologien, die im Bereich des Kurzstreckenflugzeugs die Lärmreduktion am Flugzeug zum Ziel haben. Dazu gehörten Untersuchungen an Hochauftriebshilfen sowie Maßnahmen zur ihrer konstruktiven Gestaltung, sowie Analysen des Lärmverhaltens unterschiedlicher Triebwerkskonfigurationen. Im dritten Hauptarbeitspaket wurde der DLR-übergreifende Lastenprozess um spezifische Funktionalitäten erweitert. Die Verfahren wurden durch experimentelle Untersuchungen, so z. B. durch Auswertungen von Flugversuchen sowie die Durchführung eines Windkanalversuches für aktive und passive Lastabminderung von Böenlasten validiert. Im Hauptarbeitspaket vier wurden die Auswirkungen des Einsatzprofils von Kurzstreckenflugzeugen, d. h. einer höheren Anzahl von Starts- und Landungen pro Tag, auf den Flughafen, die Prozesse für die Abfertigung von Passagieren und Fracht sowie für die Führung des Flugzeugs am Boden und in der Luft untersucht.

Dieser Artikel gibt eine Übersicht über die Aktivitäten im Projekt KonTeKst. Detaillierte Darstellungen der Arbeiten und Ergebnisse aus den Hauptarbeitspaketen wurden auf dem DLRK 2020 darüber hinaus in jeweils eigenen Veröffentlichungen vorgestellt [6], [7], [8], [9].

2. ENTWURF UND BEWERTUNG EINER LÄRMARMEN KURZSTRECKENKONFIGURATION

2.1. Referenzkonfigurationen

Die Arbeiten im ersten Hauptarbeitspaket befassten sich mit der Entwicklung und Bewertung von Konfigurationen für das lärmarme Kurzstreckenflugzeug. Drei Flugzeugkonfigurationen wurden entwickelt und anschließend miteinander verglichen - eine konventionelle Flugzeugkonfiguration mit einer evolutionären Entwicklung auf den prognostizierten Technologiestand 2030, sowie zwei unkonventionelle Konfigurationen mit dem Ziel der konfigurativen Lärmreduktion. Ergebnisse sind Bewertungen der ausgewählten Konfigurationen unter den Aspekten Leistungsfähigkeit, Emissionen und Lärmimmission. Zudem wurden die beiden Entwürfe hinsichtlich ihrer Klimawirkung untersucht, um sicherzustellen, dass sich die lärmarmen Konfigurationen nicht zu negativ auf das Klima auswirken.

Der Entwurfsraum wurde durch die Vorgaben an die Entwürfe vordefiniert und durch im Projekt direkt verfügbare Software zur Simulation weiter eingeschränkt. Insbesondere die kurze Reichweite und Reisemachzahl, sowie das geforderte Dienstleistungsdatum im Jahr 2030 für die Entwürfe hatte entscheidenden Einfluss auf die Grenzen des Entwurfsraums. Dabei wurden (hybrid-) elektrische Antriebsformen zugunsten klassischer Strahltriebwerke in der Anfangsphase des Projektes verworfen. Diese neuartigen Antriebskonzepte werden in anderen, zu späteren Zeitpunkten gestarteten DLR-Forschungsprojekten detailliert analysiert.

Der Entwurf bzw. die Randbedingungen aus dem Projekt waren ähnlich einer A320, allerdings mit einem geänderten Designpunkt. Insbesondere ist der Wert der Entwurfsreichweite mit 1000 NM deutlich kleiner als der einer tatsächlichen A320 (siehe Kapitel 1.2). Die grundsätzlichen Anforderungen an die Referenz- und die lärmarmen Konfigurationen waren über die Top-Level Aircraft Requirements (TLARs) definiert.

Abbildung 2 zeigt das Referenzflugzeug der evolutionären Konfiguration. Die Konfiguration ähnelt einem konventionellen A320. Allerdings führte die Annahme von Technologieentwicklungen bis 2030 sowie die Verbindung mit der gegenüber einer A320 reduzierten Entwurfsreichweite zu einem erheblich leichteren Flugzeug und damit auch zu einem erheblich kleineren Flügel, als es bei einem A320 der Fall ist. Auch das Triebwerk musste nachentworfen werden.

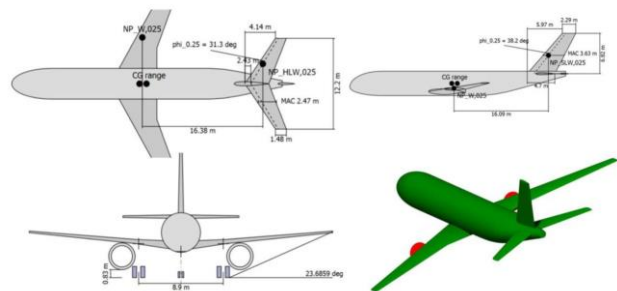


Abbildung 2: Evolutionäre Referenzkonfiguration

Der Rumpfdurchmesser ist weiter an den des A320 angelehnt.

Für die zu realisierende, lärmarme Konfiguration wurde ein Tiefdecker mit einem breiteren Rumpf ausgewählt, siehe Abbildung 3. Durch den breiten Rumpf (so genannter „Double-Bouble-Rumpf“) soll eine Abschattung des Triebwerkslärms nach unten ermöglicht werden, da die Triebwerke anstelle des Flügels oberhalb des Rumpfes positioniert werden. Gleichzeitig wird ein U-Leitwerk vorgesehen, um die Abschattung des Lärms deutlich zu verbessern. Wenn die Triebwerke allerdings eher seitlich mit größerem Abstand positioniert werden müssten, könnten diese Abschattungseffekte weniger stark ausgeprägt sein. Der breite Rumpf bietet weitere Vorteile, wie z. B. ein schnelleres Ein- und Aussteigen der Passagiere. Der unkonventionelle Rumpf führt jedoch zu deutlich größeren Unsicherheiten im Vorentwurf, insbesondere bei der Bewertung des Rumpfes und seiner Masse, sowie des flugmechanischen Verhaltens des Gesamtflugzeugs.

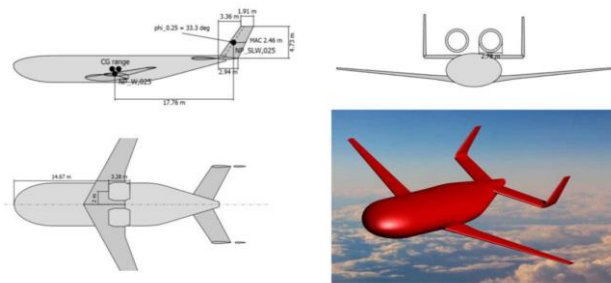


Abbildung 3: Lärmarme Konfiguration mit breitem (Double-Bouble-) Rumpf

Um den Trend in dieser Richtung aufzuzeigen und gleichzeitig zu ermitteln, ob ein breiter Rumpf überhaupt Sinn ergibt, wurde eine zweite, lärmarme Konfiguration als Derivat betrachtet. Dabei gleicht der Rumpf dem des evolutionären Referenzflugzeugs, die Gesamttopologie jedoch der Konfiguration mit breitem Rumpf. Dies betrifft insbesondere die Triebwerksposition am Rumpf und das Leitwerk.

Auch das Triebwerk musste an die Gegebenheiten der Konfigurationen angepasst werden. Über das Vorgehen findet sich Information in Kapitel 3.2 sowie in [6].

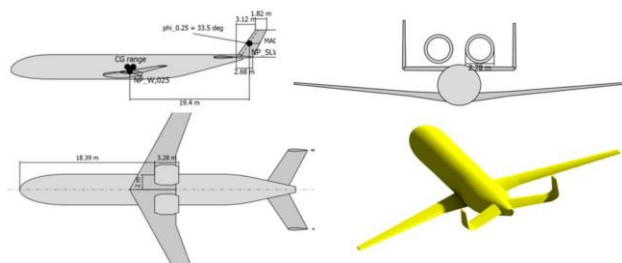


Abbildung 4: Lärmarme Konfiguration mit klassischem Rumpf

2.2. Lärmanalyse

Mit den Daten aus Triebwerk- und Flugzeugentwurf beginnt die Lärmbewertung. Für die Lärmsimulation erforderliche Daten über das Hochauftriebssystem wurden mit vereinfachten Annahmen abgeschätzt, um die beschreibenden Flugbahnen berechnen zu können. Diese Annahmen basieren auf bekannten Daten einer heutigen A320-Konfiguration. Für die Berechnung der Flugbahn kam das DLR Werkzeug FlipNA zum Einsatz [10]. Für jeden Entwurf konnte so eine detaillierte Analyse von Start- und Landeflugbahnen durchgeführt werden, um schließlich eine lärmarme Bahn für jeden Entwurf zu berechnen. Die anschließende Lärmprognose mit dem DLR-Werkzeug PANAM [11] wurde durchgeführt, um gängige Lärmmetriken entlang der simulierten Flugbahnen berechnen und eine abschließende Bewertung vornehmen zu können. Die Lärmimmission wird insbesondere von der Abschattung des Triebwerksschalls beeinflusst und wird hier gesondert untersucht. In jedem Punkt einer Flugbahn kann so die Schallwirkung in jede Richtung ermittelt werden. Exemplarisch ist eine solche Sphäre zur Darstellung solcher Untersuchungen in Abbildung 5 gezeigt.

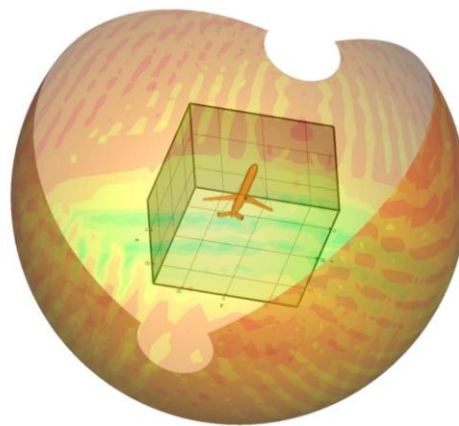


Abbildung 5: Exemplarische Sphäre zur Betrachtung der Abschattungswirkung des Triebwerkslärms in verschiedenen Raumrichtungen

Basierend auf den ausgewählten Metriken wurden die initialen Entwürfe aus dem Flugzeugentwurf einer akustischen Bewertung unterzogen. Dabei wurden Verbesserungsvorschläge zur Triebwerksintegration erarbeitet, die anschließend in einer weiteren Iteration des Flugzeugentwurfsprozesses entsprechend angepasst wurden. Die Lärmimmission konnte durch diese einmalige Entwurfsiteration noch einmal deutlich reduziert werden.

2.3. Klimabewertung

Die Bestimmung der Emissionsverteilungen wurde mit dem Global Air Traffic Emission Distribution Laboratory (GRIDLAB) [12] durchgeführt. Kernelement dabei ist der Trajektorienrechner (Trajectory Calculation Module, TCM [12]), welcher unter Nutzung der bereitgestellten Flugleistungsdaten (Massen, Geometrie, aerodynamische und Triebwerkskennfelder) auf Basis von Missionsvorgaben die Flugbewegungen im Raum durch Lösen vereinfachter Flugbewegungsgleichungen bestimmt. Der Einfluss der jeweiligen Technologie ist im Gesamtentwurf und entsprechend in den Flugleistungsdaten insofern enthalten, als die Veränderungen der Flugzeugmasse, der aerodynamischen Beiwerte oder auch der Triebwerksleis-

tungen z. B. durch Leistungsentnahmen des Triebwerks abgebildet sind. Ein wichtiger Aspekt für die Emissionsermittlung ist dabei, dass das Triebwerkskennfeld bereits den mit einem jeweiligen Triebwerkszustand eingehenden Emissionsindex für Stickoxid EINOx beinhaltet, sodass bei der Trajektorienberechnung an jedem Punkt des Fluges die freigesetzten Emissionen bestimmt werden können.

Als Ergebnis des Vergleichs zwischen den Konfigurationen lässt sich feststellen, dass die lärmarmen Konfigurationen einen höheren Treibstoffverbrauch haben. Betrachtet man aber modellhaft eine gesamte weltweite Flottenbewegung, scheint die Zunahme der Klimawirkung geringer als der Verbrauch auf der Entwurfsmission. Dieses kann damit zusammenhängen, dass sich andere Betriebsparameter ebenfalls ändern, wie z. B. Auslegungshöhe oder optimale Reisegeschwindigkeit. Eine genaue Beschreibung der Arbeiten und der Ergebnisse finden sich in [6].

3. HOCHAUFTRIEBSHILFEN UND TRIEBWERKE: LÄRMARME TECHNOLOGIEN FÜR KURZSTRECKENFLUGZEUGE

Dieses Hauptarbeitspaket befasste sich mit ausgewählten Technologien, die im Bereich des Kurzstreckenflugzeugs die Lärmreduktion am Flugzeug zum Ziel haben. Dazu gehören Untersuchungen an Hochauftriebshilfen und Maßnahmen zu ihrer konstruktiven Gestaltung sowie Analysen des Lärmverhalten unterschiedlicher Triebwerkskonfigurationen.

3.1. Lärmarme Hochauftriebskonzepte

Für eine signifikante Reduzierung der Schallabstrahlung künftiger Kurzstreckenverkehrsflugzeuge ist die Schallquelle „Tragflügel“ von großer Bedeutung. Während deutliche Fortschritte auf dem Gebiet der Minderung des Turbofaneräuschs quellseitig und abstrahlungsseitig, insbesondere im Landeanflug, auch in Verbindung mit entsprechenden Flugzeugkonfigurationen erwartet werden können, stellt der Tragflügel nach wie vor eine große Herausforderung dar. Er umfasst alle mit den Hochauftriebsklappen verbundenen aeroakustischen Quellen. Obwohl zum Teil vielversprechende Ansätze für die Minderung des Umströmungslärms an Tragflügeln in Hochauftriebskonfiguration vorliegen, fehlte bisher ein Ansatz für das Gesamtflugzeug. Hierfür wurden in KonTeKst die drei Problembereiche betrachtet:

- Schallquellen infolge Flügel-Triebwerk-Integration,
- entwurfsangepasste leise Hochauftriebskonzepte,
- Schallerzeugung an den Tragelementen für Hochauftriebsklappen.

Die akustischen Aspekte der Triebwerksintegration am Hochauftriebsflügel wurden im Projekt experimentell untersucht. In insgesamt drei Messkampagnen mit dem DLR F15S Modell konnten für aufeinander aufbauende Konfigurationen die Einflüsse folgender Komponenten erarbeitet werden:

1. Vorflügelseitenkanten am Pylon ohne installiertes Triebwerk,
2. Vorflügelseitenkanten am Pylon mit installierter UHBR Durchströmogondel,
3. Installation des CRUF (turbo-powered Counter Rotating Ultra-high-bypass Fan) am Hochauftriebsflügel.

Alle Windkanaltests fanden in der $\frac{3}{4}$ -offenen Messstrecke des DNW Niedergeschwindigkeitswindkanal in Braunschweig (DNW-NWB) statt. Diese Einrichtung bietet durch ihr reflexionsarmes Plenum sehr gute akustische Messbedingungen. Der Aufbau des F15 Hochauftriebssystems ist in Abbildung 6 gezeigt, in diesem Fall mit installierter UHBR Durchflussogondel (zweite Untersuchung/Messkampagne im Projekt).

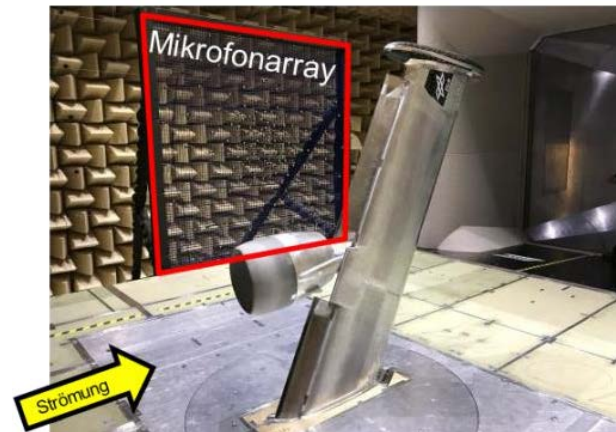


Abbildung 6: Aufbau der Messungen im DNW-NWB

Zunächst wurde der Flügel ohne installiertes Triebwerk getestet. Als Ergebnis der experimentellen Analysen lässt sich die Schallerzeugung an Vorflügelseitenkanten wie folgt zusammenfassen: Grundsätzlich wird an beiden dem Pylon zugewandten Kanten des Vorflügels ein Geräusch hoher Intensität erzeugt. Die Untersuchungen ergaben, dass die Innenkante des Außenvorflügels die intensivere Einzelquelle ist. Die Schalldruckpegeldifferenzen sind frequenzabhängig und liegen zwischen 2 und 4 dB.

Der bereits in Abbildung 6 gezeigte Versuchsaufbau mit Durchströmogondel ist der zweite Schritt zur Beschreibung akustischer Effekte der Triebwerksintegration. Die an das F15-Modell angepasste Durchströmogondel repräsentiert geometrisch ein UHBR Triebwerk (BPR 10 bis 12). Der zweite Test soll vor allen Dingen klären, welchen Einfluss die Durchströmogondel auf das zuvor charakterisierte Geräusch der Vorflügelkanten hat.

Im letzten großen Test wurde das F15 Modell zusammen mit einem druckluftbetriebenen Triebwerkssimulator (TPS) vermessen. Der CRUF (Counter Rotating Ultra-high bypass Fan) wurde dafür auf einem profilierten Träger montiert. Eine realistische Position des CRUF relativ zum Modell konnte so gewährleistet werden, ebenso eine identische Anstellwinkeländerung von CRUF und F15 Modell. Positionsvariationen, also z. B. Änderungen des Abstands der Triebwerksachse zur Flügeldruckseite, konnten mit dem realisierten Aufbau, Abbildung 7, nicht durchgeführt werden.

Im Folgenden ist ein exemplarisches Ergebnis der Messungen dargestellt: Die in die Modelldarstellung in Abbildung 7 integrierte akustische Quellinformation zeigt deutlich zwei Hauptquellen. Erwartungsgemäß ist eine dieser Quellen der CRUF selbst. Die zweite Quelle ist an der Hinterkante der Landeklappen auf Höhe des Triebwerks sichtbar und wird in der Abbildung als Strahl-Interaktionsquelle und somit als Triebwerksinstallationseffekt bezeichnet. Beide Quellen sind sehr stark und überdecken

gewissermaßen weitere Quellen wie z. B. das Vorfügelgeräusch oder die Signatur der oberen Vorfügelkante.

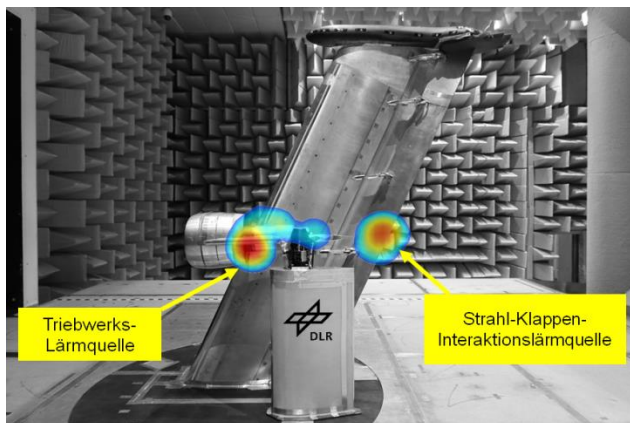


Abbildung 7: Windkanalmodell mit am F15 Modell installierten CRUF

Die spektrale Repräsentation der Quellverteilung aus Abbildung 7 ist in Abbildung 8 gezeigt. Im unteren Teil der Abbildung 8 ist die Quellzerlegung wiedergegeben. Die für den isolierten CRUF und das isolierte F15-Modell ermittelten Schalldruckpegelspektren sind durch den blauen und den schwarzen Graphen gezeigt. Das kombinierte Geräusch von F15 und CRUF repräsentiert der grüne Graph.

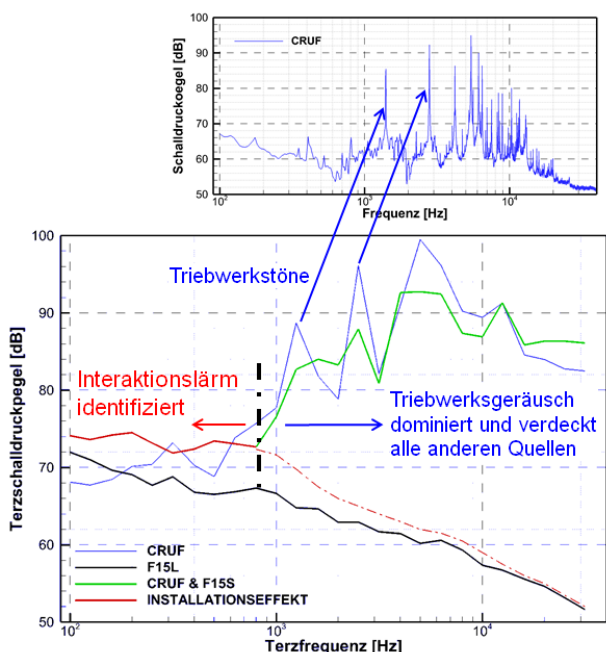


Abbildung 8: Aus den Quellkarten integrierte Schalldruckpegelspektren für das Hochauftriebssystem, den isolierten und den installierten CRUF

Als Interaktionslärm ist der Frequenzanteil bezeichnet und rot markiert, für den das CRUF Geräusch nur einen minimalen Beitrag liefert und gleichzeitig das gemessene Geräusch über dem des isolierten F15 Modells liegt. Dies ist für Frequenzen unter 1000 Hz der Fall. Oberhalb einer Frequenz von 1000 Hz ist das gemessene Signal durch starke Töne dominiert, die vom CRUF erzeugt werden. Das „Insert“ in Abbildung 8 zeigt diese Töne in Form des

zugehörigen Schmalbandspektrums. Aufgrund der Kontamination der Messdaten durch die für reale Triebwerke atypischen Töne, kann nicht der vollständige Frequenzbereich des Interaktionsgeräusches identifiziert werden. Wengleich die Charakterisierung des Strahl-Landeklappen-Interaktionsgeräusches nicht vollständig gelingen konnte, komplettiert dieses Ergebnis die im Projekt KonTeKst durchgeführten Untersuchungen zu akustischen Effekten der Triebwerksintegration.

Zusammenfassend kann man feststellen, dass das Kantengeräusch der Vorfügelkanten am Pylon und das Strahl-Klappen-Interaktionsgeräusch die wesentlichen triebwerksbezogenen strömungsakustischen akustischen Quellen am Hochauftriebssystem sind. Die Einzelheiten der Arbeiten und Ergebnisse sind in [7] beschrieben.

3.2. Struktur leichter Hochauftriebskonzepte

Bei der Entwicklung von innovativen Hochauftriebskonzepten besteht üblicherweise auch schon während der frühen Entwicklungsphase die Frage nach dem zusätzlichen Gewicht gegenüber einer Referenzkonfiguration. Für eine Aussage zum voraussichtlichen Gewicht ist dabei eine entwurfsgleite Auslegung erforderlich. Eine solche Auslegung kann üblicherweise aufgrund der hohen Unsicherheiten im Entwurf in dieser Phase nicht anhand von detaillierten Simulationsmodellen und diversen Lastfällen durchgeführt werden. Insbesondere beim Entwurf von Hochauftriebselementen an der Vorderkante wären hier Lastfälle wie z. B. Vogelschlag zu berücksichtigen, die extrem rechenintensiv sind und in der Praxis nur durch Experimente abgesichert werden können. Im Rahmen des Arbeitspakets Entwurf & aerakustische Bewertung von leisen Hochauftriebskonzepten für das Kurzstreckenflugzeug ging es daher um die Untersuchung des Entwurfs und der Auslegung von Slats anhand einfacher Modelle, um mithilfe von angepassten (Sicherheits-)Faktoren zu realistischen Aussagen zu kommen. Es wurde dazu ein generischer Midboard-Slat eines Flügels mit evolutionären Algorithmen (EA) ausgelegt, um den Einfluss von Optimierungsparametern auf den Entwurf abzuschätzen. Gleichzeitig wurden parallel dazu der Slat Nr. 5 des A320 sowie der Inboard-Slat des A330 nachentworfen und mit den Real-Gewichten verglichen. Hierzu wurde für den A320 das „Maintenance Facility Planning Manual“ herangezogen, aber auch selbst die Möglichkeit genutzt, die Slats Nr. 1- 5 des ATRA zu wiegen.

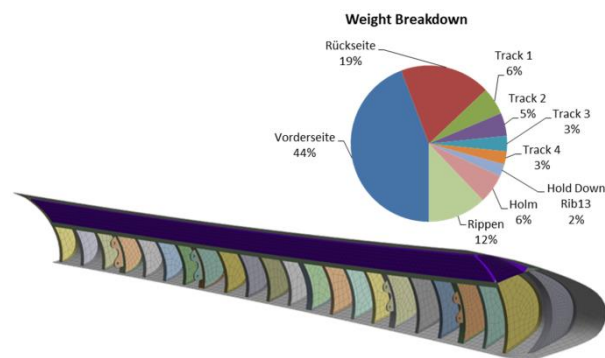


Abbildung 9: Modell und Gewichte der Einzelkomponenten aus der Nachrechnung des A330 Inboard-Slat

3.3. Lärmarme Triebwerke

Im Hinblick auf die Auslegung eines lärmarmen Passagierflugzeugs der nächsten Generation haben auch die Triebwerke einen signifikanten Beitrag zu liefern. Durch geeignetes Triebwerksdesign lässt sich der Schall direkt an der Quelle mindern, was eine ebenso wichtige Ergänzung zu indirekten Lärminderungsmethoden wie z. B. die Abschattung durch Flügel und Rumpf darstellt.

Im Folgenden werden die Ergebnisse mehrerer Design-Studien vorgestellt, welche mit Hilfe des im DLR entwickelten Fanlärmvorhersage-Tools „PropNoise“ [13], [14] durchgeführt worden sind. Zunächst wurden Design-Parameter wie Fandruckverhältnis und aerodynamische Belastung der Rotoren variiert. Weiterhin wurde eine ausführlichere Bewertung der abgestrahlten Lärmpegel aus drei repräsentativen Triebwerken durchgeführt. Anschließend wurde der Einfluss einer Einlaufstörung auf eine der dominanten Fanschallquellen analysiert.

Abschätzung der potenziellen Lärminderung

In dieser ersten Studie werden wichtige Parameter für das Triebwerksdesign, insbesondere für die Auslegung des Fans, variiert und deren Einfluss auf die abgestrahlte Schalleistung bei den akustischen Zertifizierungspunkten vorgestellt. Drei Aspekte des Triebwerksdesign spielen akustisch eine wichtige Rolle: a) das Nebenstromverhältnis hängt direkt mit dem Fandruckverhältnis und mit der Größe des Triebwerks zusammen, b) die aerodynamische Belastung der Fan-Schaufeln beeinflusst die Anzahl der Schaufelblätter und die Größe der lärmverursachenden Nachläufe, c) außerdem kann die 3D-Geometrie der Fan-Schaufeln durch gezielte Gestaltung den Tonallärm mindern.

Akustische Bewertung von drei Triebwerken

In einer weiteren Aktivität wurden die Lärmpegel von drei repräsentativen Triebwerken mit unterschiedlichem Nebenstromverhältnis ermittelt und bewertet. Das linke in Abbildung 10 gezeigte Triebwerk gehört zur letzten Generation mit einem Nebenstromverhältnis (BPR) von ~5. Das mittlere Triebwerk entspricht einem aktuell modernen Triebwerk mit BPR~12. Das rechte Triebwerk ist eine Projektion der nächsten Generation mit einem erhöhten BPR von 16. Die Kennzahlen dieser Triebwerke sind der Abbildung 10 zu entnehmen.



	V2500	PW1100G	next UHBR
Year of EIS	1993	2016	2035
fan diameter	1,61 m	2,06 m	2,5 m
BPR	4,8	12,5	16
OPR	30	40	50
TET	1400 K	1550 K	1600 K
fan blade count	22	20	18
FPR	1,60	1,38	1,30
Mtr	1,46	1,12	1,03
Mx	0,64	0,70	0,70
stage loading at tip	0,25	0,36	0,42

All performance values refer to Cruise conditions

Abbildung 10: Kennzahlen für die drei untersuchten Triebwerke

Der Vergleich der Lärmpegel ist in Abbildung 11 zu sehen. Der Strahlärm wird wie erwartet um 10 dB (von V2500 auf UHBR) reduziert, was auf die niedrigeren Strahlgeschwindigkeit zurückzuführen ist. Ebenso sinkt der Fan-Tonallärm um 5 bis 10 dB: dies liegt zum Teil wie beim Strahlärm an den kleineren Strömungsmachzahlen innerhalb des Triebwerks, aber auch an den leichter zu erreichenden cut-off-Bedingungen für die angeregten Kanalmoden. Der Fan-Breitbandlärm wird auch tendenziell reduziert, allerdings mit einer geringeren Intensität. Dies liegt an der Erhöhung der Stufenbelastung.

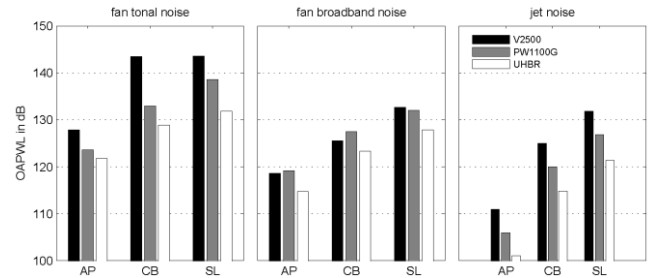


Abbildung 11: Vergleich der Lärmpegel der Triebwerke aus Abbildung 10

Verbessertes Schallquellenmodell und Einfluss der Einlaufstörung

Aufgrund des immer größer werdenden Nebenstromverhältnisses (die Senkung des Fandruckverhältnisses FPR hat enorme akustische Vorteile, wie bereits gezeigt), werden moderne und zukünftige Triebwerke mit einem kurzen Einlauf ausgestattet, um das Gewicht und der aerodynamische Widerstand der Gondel in Grenzen zu halten. Der kurze Einlauf führt zu einer erhöhten Einlaufstörung, wenn das Triebwerk schräg angeströmt wird. Es wurde daher auch eine Parameterstudie zum Einfluss einer Einlaufstörung auf den Lärmpegel durchgeführt.

Aus den Ergebnissen der Untersuchungen lässt sich festhalten, dass der aktuelle Trend zu Triebwerken mit einem höheren Nebenstromverhältnis bis 16 zu einer sehr deutlichen Reduzierung der Machzahl innerhalb der Fan-Stufe und im Strahl, aber auch zu einer leichten Erhöhung der aerodynamischen Stufenbelastung führt. Die Konsequenz ist, dass der Fan-Tonallärm und der breitbandige Strahlärm deutlich reduziert werden, während die Fan-Breitbandlärmsenkung geringer ausfällt. Der Fan-Breitbandlärm wird dementsprechend gegenüber Strahlärm und Fan-Tonallärm an Bedeutung gewinnen. Dieser Aspekt kann sogar durch die kurze Gondel und die Einlaufstörung verstärkt werden. Außerdem stellt die Einlaufstörung eine weitere akustische Herausforderung dar, da diese auch den Fan-Tonallärm erhöhen kann.

Insgesamt sind also einige Dezibels (~5dB) an Lärmpegelminderung alleine durch die Triebwerksschallquellen bis zum Horizont 2030 zu erwarten, aber die Problematik der Triebwerksintegration oder der sehr kurzen Gondel wird immer akuter und geht mit neuen akustischen Herausforderungen aufgrund der Interaktion von Einlaufstörung und Rotor einher.

Triebwerkskreisprozess

Neben der Lärmbewertung unterschiedlicher Triebwerke ist auch die Bewertung der Partikelemissionen Ziel der Arbeiten in KonTeKst. Eine solche Bewertung des

Einfluss der Auslegungsparameter auf die Luftqualität im Flughafennahbereich wird durch Abschätzung der gasförmigen und Partikelemissionen im LTO-Zyklus ermöglicht. Für eine klimatische Bewertung können darüber hinaus Emissionsmengen und Abgastemperaturen in Reiseflug-Betriebspunkten bereitgestellt werden.

Zunächst wurden Triebwerksmodelle hinsichtlich ihrer Eignung für die in KonTeKst geplanten Analysen verglichen. Zu den im Projekt verwendeten Modellen gehören:

- **Geared TurboFan (GTF):** Dabei handelt es sich um einen Triebwerksprozess mit einläufigem Fan, der durch ein Planetengetriebe mit geringerer Drehzahl rotieren kann als konventionelle, direkt angetriebene Fans.
- **Turboprop-Triebwerk (TP):** Hierbei treibt die Gasturbine einen Propeller an, der mit konstanter Drehzahl rotiert. Die Schubregelung erfolgt über die Verstellung des Anstellwinkels der Propellerblätter.

Um eine eingehende Analyse des Propellertriebwerks zu ermöglichen, wurde zunächst ein Softwaremodul zur detaillierten Auslegung und Leistungsanalyse von Propellern entwickelt. Das vorhandene Modell des GTF war für die vorgesehenen Modellierungsverfahren bereits ausreichend detailliert. Allerdings war die Leistungsfähigkeit der Triebwerksmodelle nicht für das in KonTeKst modellierte Flugzeugkonzept angepasst. Es wurde daher eine Skalierung der Modelle betrachtet.

Skalierung der Triebwerksmodelle

Eine Skalierung von Turboprop-Modellen war bisher noch nicht durchgeführt worden. Mit Hilfe des neuen Softwaremoduls für das Propellerdesign konnte erstmals eine Skalierung derartiger Triebwerkskonzepte für unterschiedliche Leistungsanforderungen durchgeführt werden.

Dieses neue C++ Tool, „PROPSTER“ genannt, wurde entwickelt, um die Vorauslegung von ein- und gegenläufigen Propellern zu ermöglichen. PROPSTER basiert auf einem eindimensionalen Verfahren, in welchem die „Blade Element Momentum Theory“ und die einfache „Vortex Theory“ kombiniert werden. Das Propellerblatt wird in mehrere radiale Schnitte aufgeteilt und für jeden Schnitt wird die Profilmströmung bei Betrieb des Propellers zweidimensional modelliert. Dazu werden tabellierte aerodynamische Beiwerte als Funktion der Profilgeometrie, des Anstellwinkels, sowie der Reynolds- und Machzahl herangezogen. Datenbanken für ClarkY und NACA16 Profile werden zusammen mit dem Programm ausgeliefert. Dem Anwender stehen verschiedene Funktionalitäten programmseitig zur Verfügung. Im Rahmen einer Design-Rechnung können Propeller mit minimalen induzierten Verlusten geometrisch ausgelegt werden. Aus einer Vorgabe von Durchmesser, Auslegungsdrehzahl, Blattanzahl und Flugbedingungen wird eine Geometrie der Propellerblätter bestimmt, welche unter den gegebenen Randbedingungen eine Schub- oder Leistungsanforderung erfüllt und minimale induzierte Verluste aufweist. Es ist ebenfalls möglich, bereits geometrisch definierte Propeller zu modellieren und programmseitig abzubilden. Ausgehend von einem geometrisch festgelegten Propeller können Off-Design Berechnungen einzelner Betriebspunkte oder von

Kennfeldern durchgeführt werden. Aerodynamische Kennzahlen für den Propeller (z. B. Wirkungsgrad) und für radiale Blattschnitte (z. B. Geschwindigkeitsdreiecke) werden berechnet und stehen zu Analysezwecken bereit.

GTF-Modell

Bei der Diskussion einer Skalierung des GTF-Modells hat sich gezeigt, dass dazu signifikante Änderungen an der Geometrie des Triebwerks erforderlich werden. Infolge dieser Änderungen wären die akustischen Eigenschaften des skalierten Triebwerks nicht mehr denen des Vorbilds ähnlich. Dadurch würde eine akustische Bewertung des Konzepts deutlich schwieriger.

Es wurde daher entschieden, statt einer Skalierung, die eine Neuauslegung des Triebwerks für einen anderen Designpunkt erfordert hätte, lediglich ein De-Rating anzuwenden. Dabei wird der maximal mögliche Schub eines Triebwerksmodells durch eine Limitierung der Wellendrehzahl (oder anderer Parameter) begrenzt, ohne die Geometrie oder die thermodynamische Auslegung zu ändern. Dieses Verfahren ist auch bei realen Triebwerken üblich und ermöglicht es den Herstellern, eine Familie von gleichartigen Triebwerken mit unterschiedlicher Leistung anzubieten. Dabei wirkt sich ein De-Rating positiv auf Lebensdauer und Wartungsaufwand (durch reduzierte Spitzentemperaturen und -drücke) sowie auf Emissionen und Lärmpegel (durch reduzierte Drehzahlen und Strahlgeschwindigkeiten) im Flughafennahbereich aus.

Erstellung eines Emissionsmodells

Für die Umweltbewertung der analysierten Konzepte wurden auch Informationen über die Stickoxid-Emissionen des GTF-Modells benötigt. Für diesen Zweck stehen verschiedene Korrelationsmethoden zur Verfügung, die jeweils auf den individuellen Zertifizierungsdaten einer Triebwerksfamilie aufbauen. Bei jeder dieser Methoden werden die in der ICAO Emissionsdatenbank veröffentlichten Emissionsdaten aus den Zertifizierungsmessungen mit einem charakteristischen Parameter korreliert, der die Betriebsbedingungen der Brennkammer für einen gesuchten Betriebszustand auf der Kurve der im Boden/Stand-Betrieb ermittelten Messdaten abbilden kann. Zur Korrektur des Einflusses der Umgebungsbedingungen in einem Flugzustand werden ggf. zusätzliche Faktoren verwendet. Da in diesem Fall ein detailliertes Simulationsmodell des Triebwerks zur Verfügung stand, wurde die so genannte P3-T3 Methode zur Modellierung der NOx-Emissionen verwendet. Die P3-T3 Methode (Madden und Park, 2003, [15]) verwendet die Temperatur am Brennkammereintritt (T3) als charakteristischen Parameter, ergänzt durch Korrekturen für den Brennkammerdruck (P3) und ggf. auch das Brennstoff-Luft Verhältnis (FAR). Da die benötigten thermodynamischen Daten am Brennkammereintritt üblicherweise höchster Vertraulichkeit unterliegen, muss für die Anwendung dieser Methode ein hochwertiges Simulationsmodell des Triebwerks zur Verfügung stehen.

Als Referenz-Emissionsdaten wurden die in der ICAO Emissionsdatenbank veröffentlichten EINOx-Werte der PW1100G-Triebwerksfamilie verwendet, von der das in KonTeKst verwendete GTF-Modell abgeleitet ist. Die Abbildung 12 zeigt die EINOx-Daten aus den Zertifizierungsmessungen (SLS Data) im Vergleich mit den mit der P3-T3 Methode berechneten Werten für eine

Betriebslinie in Reiseflughöhe (Cruise WL), aufgetragen über dem relativen Schub (d. h. dem Schub im Verhältnis zum Maximalschub im jeweiligen Flugzustand). Zusätzlich sind in der Abbildung 12 typische Betriebspunkte des Triebwerks in Reiseflughöhe markiert.

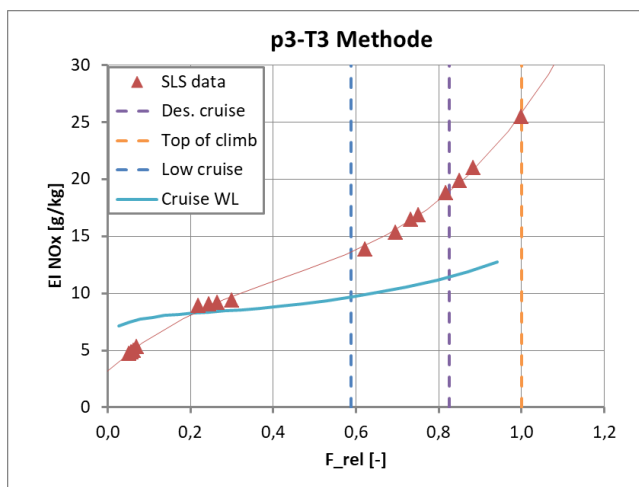


Abbildung 12: Emissionsdaten aus ICAO Emissionsdatenbank (SLS data) und modelliert mit P3T3-Methode (Cruise WL)

Die so ermittelten Emissionsdaten wurden in das Performance Deck des Triebwerks eingefügt und dadurch den Projektpartnern für weitere Analysen zur Verfügung gestellt.

4. LASTANALYSEN

Die Bestimmung der Lasten, welche in der Luft und am Boden auf das Flugzeug wirken, gehört zu den Hauptaufgaben bei der Flugzeugentwicklung. Die Kenntnis dieser Lasten ist entscheidend für den Entwurf und die Auslegung eines Flugzeugs, z. B. für die Dimensionierung der Struktur, die Vorhersage der Flugleistung und für die Zulassung. Wichtig sind dabei die Definition realistischer Lastannahmen sowie die Lastermittlung in Simulation und Experiment. Das DLR hat zahlreiche Aktivitäten im Bereich des Flugzeugvorentwurfs und der Technologiebewertung. Zudem betreibt das DLR eine Flotte von Forschungsflugzeugen, für die Zulassungsaufgaben sowohl für die „Forschung am Flugzeug“ als auch für die „Forschung mit dem Flugzeug“ notwendig sind. Dadurch besteht im DLR ein Bedarf an fundierten Kenntnissen über Lastanalysen sowie an einem etablierten Lastenprozess.

Im Mittelpunkt des Arbeitspaketes, welches sich mit Lastanalysen am Beispiel des Kurzstreckenflugzeugs beschäftigt, stand die Entwicklung eines Komponentenlastenprozesses für die Bestimmung von Lasten auf Bauteilen wie Flügel- oder Leitwerkskomponenten, Steuerklappen bzw. Hochauftriebshilfen, oder Rumpfssegmenten. Die experimentelle Validierung stand in Arbeiten zum Flugversuch sowie Aktivitäten zu einem Windkanalversuch für aktive und passive Lastabminderung von Böenlasten im Vordergrund. In einem übergeordneten Arbeitspaket wurde die Erweiterung des Lastenprozesses definiert und dokumentiert.

4.1. Lastenprozess

Im Zusammenhang des KonTeKst-Projektes wird der Begriff „Lastenprozess“ folgendermaßen definiert: aus gegebenen operationellen und zulassungsrelevanten Randbedingungen, soll für eine gegebene Konfiguration (Flugzeug oder Komponente) ein definierter Katalog von Lastfällen aufgestellt werden, der im Prozess abgearbeitet werden soll. Dabei sollen Lasten auf die Struktur ermittelt werden, die für die Strukturauslegung und/oder für die Zulassung genutzt werden. Die Ergebnisse erlauben weiterhin die Bewertung einer Flugzeugkonfiguration im Hinblick auf die Rückwirkung der Konfiguration auf die Lasten und die sich daraus ergebenden Größen, wie z. B. die Strukturmasse. Der Kernprozess besteht dabei aus den Schritten Lastannahmen (Definition lastrelevanter Analysefälle sowie spezifischer Vorgaben für die Modellierung), Durchführung von Lastanalysen (Analyse und Simulation) und Ergebnisauswertung, d. h. der Auswertung und Kondensation der umfangreichen Analyseergebnisse auf relevante Daten.

Da der DLR-Lastenprozess häufig im Zusammenhang mit Entwurfsaufgaben steht, ist in Abbildung 13 der Lastenprozess eingebettet in einen Entwurfsprozess dargestellt. Der Aeroelastik-Entwurfsprozess cpacs-MONA stellt einen solchen Entwurfsprozess mit integriertem Lastenprozess dar [16].

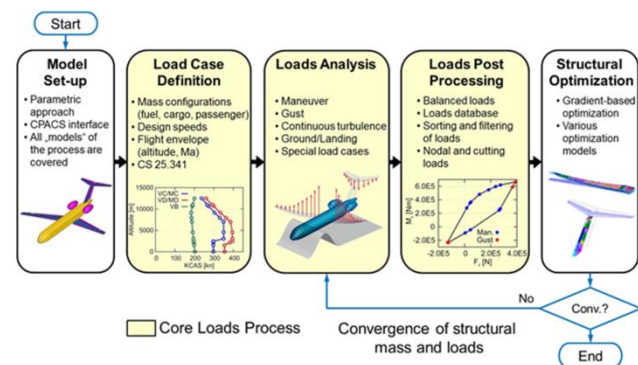


Abbildung 13: Lastenprozess eingebettet in den Entwurfsprozess (z. B. cpacs-MONA)

Komponentenlastenprozess

Zur Weiterentwicklung der Komponentenlastanalyse wurde die KonTeKst-D150-Konfiguration, die als evolutionäres Referenzflugzeug (vgl. Kap. 2) dient, strukturell optimiert. Das Strukturmodell basiert auf dem CPACS-Datensatz der D150-Konfiguration aus dem Vorgängerprojekt iLOADS [17]. Aus dem Datensatz wurden Simulations- und Optimierungsmodelle mit der cpacs-MONA-Prozesskette aufgebaut. Die erzeugten Simulationsmodelle umfassen die mit quasistatischen Lasten vordimensionierte Struktur (siehe Abbildung 14), verschiedene Massenmodelle und ein Aerodynamikmodell für die Doublet-Lattice-Methode. Für das Projekt KonTeKst wurden zusätzlich Strukturmodelle der Steuerflächen (Querruder, Höhenruder und Seitenruder) mit ModGen, einem der Hauptprogramme von cpacs-MONA, erzeugt. Die Steuerflächen sind im FE-Modell so angeordnet, dass sie um ihre Scharnierachse beweglich sind (siehe Abbildung 15).

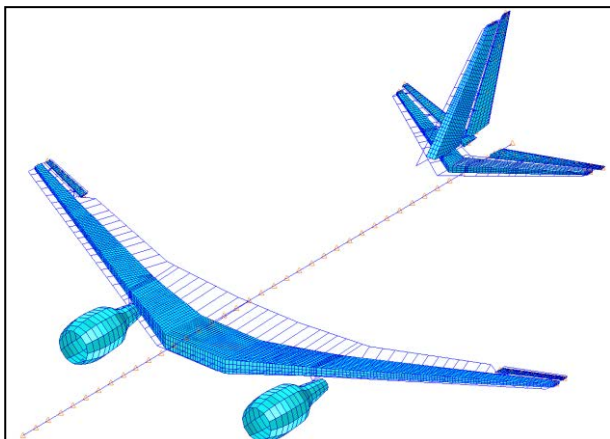


Abbildung 14: FE-Modell der KonTeKst-D150-Konfiguration

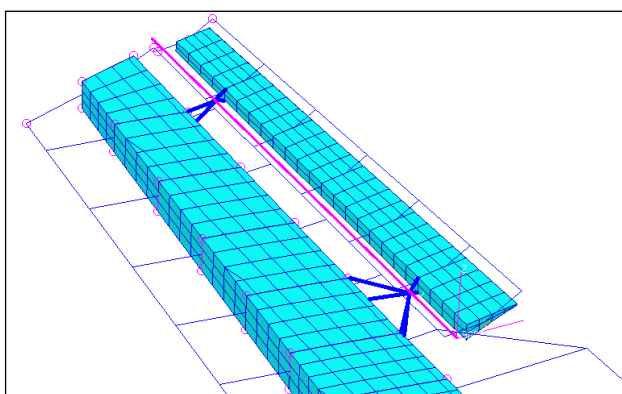


Abbildung 15: FE-Modell eines Querruders und dessen Anbindung an den Flügel

Weiter Verbesserungen des Modells umfassen die Modellierung parallel verlaufender Stringer, um eine realistischere Strukturtopologie abbilden zu können. Die Massenmodelle wurden um verschiedene Beladungs- und Kraftstoffmassen erweitert, sodass insgesamt neun verschiedene Massenkongfigurationen (von der operationellen Leermasse bis hin zur maximalen Startmasse) für die Lastanalyse zur Verfügung stehen.

Für die Optimierung der Flügel- und Leitwerkstruktur wurden Maximal- und Minimallasten von insgesamt 90 symmetrischen Manövern, 630 vertikalen Böen und 630 horizontalen Böen extrahiert. Die Manöver- und Böensimulationen wurden mit MSC.Nastran und basierend auf Angaben in der Zulassungsvorschrift CS-25 durchgeführt. Die Struktur wurde komponentenweise mit MSC.Nastran optimiert. Dabei wurden Restriktionen der von-Mises-Spannung und der Beulstabilität berücksichtigt, die Zielfunktion der Optimierung besteht in der Minimierung der Masse.

Darüber hinaus wurden Ermüdungs- (Fatigue-) Lasten an Schalenelementen an ausgewählten Positionen des Flügelkastens für eine Erregung aus kontinuierlicher Turbulenz berechnet. Dabei wurden auch Ergebnisse missionsbasierter Lastspektren mit Vorgaben des TWIST-Spektrums verglichen, siehe Abbildung 16.

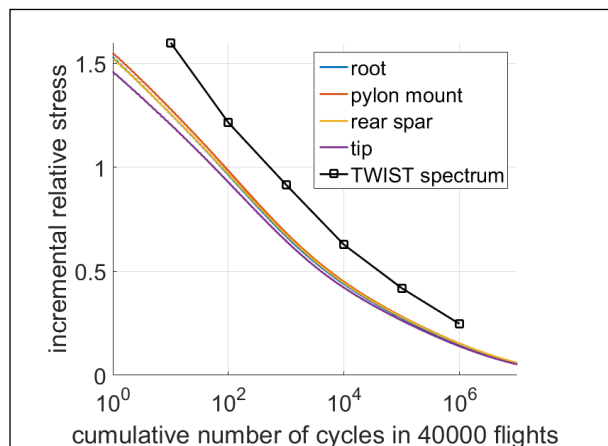


Abbildung 16: Beispielhafte Lastspektren, verglichen mit dem TWIST-Spektrum

Erweiterung der aerodynamischen Modellierung für schnelle Lastanalysen

Für eine genauere Abbildung der aerodynamischen Lasten auf das Flugzeug wurde angestrebt, das auf einer Mittelschnittebene basierende (planare) Vortex- bzw. Doublet-Lattice-Verfahren (VLM / DLM) durch ein 3D-Panelverfahren zu ersetzen. Dieses bietet den Vorteil, dass Drücke sowohl auf der Oberseite, als auch der Unterseite erzeugt werden können, wohingegen die Vortex-Lattice-Methode lediglich einen Differenzdruck liefern kann. Darüber hinaus ergeben planare Verfahren nur Kräfte senkrecht zur Diskretisierungsebene, also üblicherweise nicht in Flugrichtung. Ferner können mit 3D-Verfahren die Drücke auf Subkomponenten, wie den strukturell angebotenen Steuerflächen, direkt aufgebracht werden, anstatt sie gemittelt über den Flügelkasten einzuleiten.

Um den Einfluss der auf Ober- und Unterseite verteilten Aerodynamik zu untersuchen, wurde zunächst mit Hilfe des kommerziellen 3D-Panelverfahrens NEWPAN ein Aerodynamikmodell erstellt, wie in Abbildung 17 dargestellt. Zur Verifikation des Verfahrens wurden Auftriebs- und Widerstandsverteilungen aus NEWPAN-Analysen mit Schiebewinkel sowie Roll- und Gierbewegung ermittelt und mit Ergebnissen aus DLM bzw. VLM verglichen.

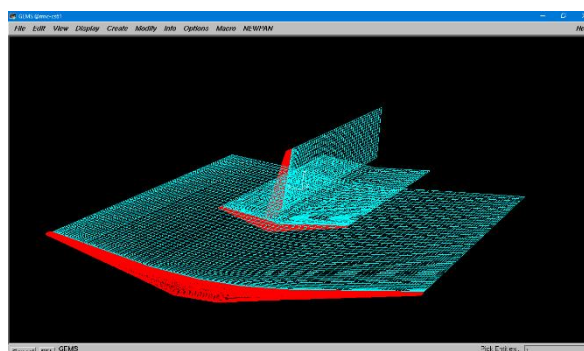


Abbildung 17: Panel Modell der D150 Konfiguration inklusive Nachlaufpanels.

Fatigue und Damage Tolerance

Im Arbeitspaket „Fatigue und Damage Tolerance“ wurden unterschiedliche Aspekte zum Verhalten von metallischen Rumpfstrukturen hinsichtlich Ermüdung (engl.: fatigue) und Schadenstoleranz (engl.: damage tolerance) bearbeitet.

Um eine Dimensionierung der Rumpfprimärstruktur durchführen zu können, wurde das PANDORA-Framework entwickelt [18]. Für den Einsatz in frühen Entwurfsstudien besteht der Prozess aus einer voll parametrischen FE-Modellierung und einer anschließenden Dimensionierung, basierend auf Festigkeits- und vereinfachten Beulskriterien für isotrope Materialien. Der Prozess basiert für die Beschreibung der Flugzeuggeometrie und der Strukturtopologie auf dem CPACS-Datensatz. Außerdem können Knotenkräfte, die aus relevanten Lastfällen dynamischer Lastanalysen ermittelt werden, in den Dimensionierungsprozess übernommen werden. Im Projekt KonTeKst wurde der Dimensionierungsprozess um die Integration von Fatigue- und von Damage-Tolerance-Kriterien erweitert.

In Abbildung 18 ist der prinzipielle Ablauf der Dimensionierung nach Fatigue- und Damage-Tolerance (F&DT)-Kriterien im PANDORA Prozess schematisch dargestellt.

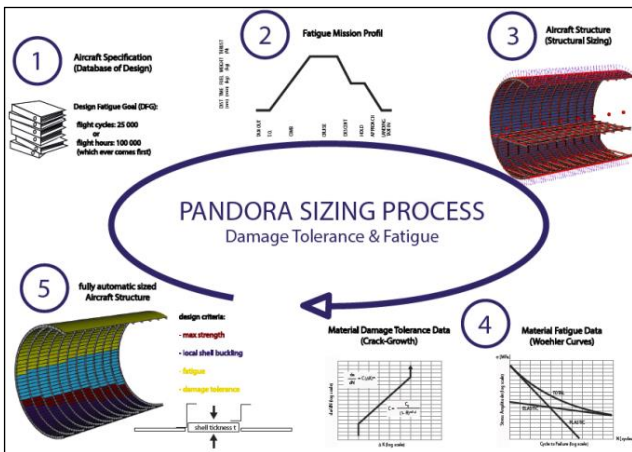


Abbildung 18: Schematische Darstellung der Teilaspekte zur Dimensionierung nach F&DT

Weiterhin wurde eine Kopplung des globalen Finite-Element-Modells mit einer simulationsbasierten Analyse des Rissfortschritts untersucht. Dazu wurde die Möglichkeit einer lokalen Verfeinerung des FE-Modells in PANDORA geschaffen, um z. B. Spannungsspitzen bzw. Spannungsintensitätsfaktoren an lokalen Bereichen mit Riss plausibel ermitteln zu können.

Leichtbaupotenzial von Al-Legierungen

In Verkehrsflugzeugen waren Aluminiumlegierungen über Jahrzehnte der bevorzugte Werkstoff für Strukturen. In den letzten Jahren kommen jedoch vermehrt Verbundwerkstoffe zum Einsatz. Aluminiumlegierungen sind dennoch weiter für Anwendungen im Flugzeugrumpf attraktiv. Dies liegt neben dem jahrelang gesammelten Erfahrungsschatz (und damit dem gesammelten Wissen um die Konstruktion, den Fertigungsprozess und die Inspektion) auch daran, dass neue Fügetechniken (z.B. Reibrühr- und Laserstrahlschweißen) und verbesserte Legierungen erforscht werden. Potentielle Legierungen für zukünftige Flugzeuggenerationen sind beispielsweise

Aluminium-Lithium-Legierungen. Diese haben den Vorteil, dass durch Zulegieren von Lithium pro Prozent Lithium-Gehalt die Dichte der Legierung um 3% gesenkt und gleichzeitig der E-Modul um 6% gesteigert werden kann, sodass sich herausragende spezifische Eigenschaften ergeben. Zudem sind die Korrosionseigenschaften so gut, dass sie ohne Plattierung mit Reinaluminium verwendet werden können. Als nachteilig ist zu nennen, dass diese Legierungen neben dem erhöhten Preis auch eine hohe Anisotropie der mechanischen Eigenschaften zeigen. Dies bezieht sich insbesondere auf das Rissfortschrittsverhalten, wo ungewöhnliche Risspfade auftreten können. In KonTeKst wurden daher Rissfortschrittsversuche und numerische Analysen durchgeführt. In Rissfortschrittsversuchen an einer CT-Probe (Compact Tension, die Standardprobe in der Bruchmechanik mit gezielt eingebrachtem Riss) stellte sich heraus, dass die Risspfade sich stark vom Verhalten üblicher Legierungen unterscheiden. Neben der Abhängigkeit vom Material selbst, haben sich bei den Untersuchungen die Geometrie und die Orientierung der Probe sowie die Höhe des Spannungsintensitätsfaktors K_{max} als Beeinflussung des Risspfades herausgestellt.

Die Einflussgröße der Probengeometrie wurde mittels Simulationen zur sogenannten T-Spannung untersucht. Bei der T-Spannung handelt es sich um die Spannungs-komponente bei Vorliegen eines Risses, die vor der Risspitze in Richtung der Rissausbreitungsrichtung auf dem Ligament liegt und damit orthogonal zu den Spannungen, auf die sich der Spannungsintensitätsfaktor K bezieht. Um die T-Spannung für die genutzten Probentypen zu bestimmen, wurde neben den experimentellen Untersuchungen ein FE-Modell der Probe in ANSYS mit bruchmechanischer Auswertung erstellt, siehe Abbildung 19.

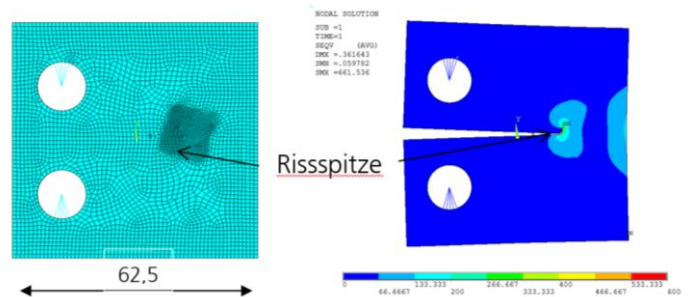


Abbildung 19: FE-Modell für die CT-Probe mit leicht abknickender Risspitze zur Auswertung der T-Spannung

Lastenprozess Hochauftrieb

In der Regel sind Lasten in der Reiseflugkonfiguration bei hohen Geschwindigkeiten dimensionierend für die Struktur. Trotzdem müssen auch Lasten bei niedrigen Geschwindigkeiten in Hochauftriebskonfiguration beim Start und bei der Landung betrachtet werden. Besonders beim Einsatz von effizienten Lastreduktionsverfahren für hohe Fluggeschwindigkeiten können auch diese Lasten dimensionierend werden. Darüber hinaus sind sie notwendig für die Auslegung von Komponenten der Sekundärstruktur und von Systemen.

Zur Vorbereitung des Lastenprozesses für den Hochauftrieb wurden die Bauvorschriften der CS-25 im Detail hinsichtlich der anzunehmenden aerodynamischen

Lastfälle untersucht. Hieraus wurde eine Matrix erstellt, die, abhängig vom Einsatzbereich einer Klappenstellung (Start/Anflug/Landung) die dazugehörige Definition von Gewicht, Geschwindigkeit und Lastvielfachem abbildet, für welche das Hochauftriebssystem ausgelegt werden muss.

Basierend auf Erfahrungen mit dem Flugversuchsträger des DLR A320-ATRA wurde die Flugveloppe im Langsamflugbereich analysiert und die möglichen aerodynamisch geprägten Lastfälle systematisch abgeleitet (siehe Abbildung 20). Diese flugmechanisch definierten Lastfälle (Masse, Geschwindigkeit, Lastvielfaches) wurden mit den dazugehörigen aerodynamischen Bedingungen (Machzahl, Anstellwinkel, Auftriebsbeiwert) abgeglichen und somit Duplikate in der aerodynamischen Datenbasis eliminiert.

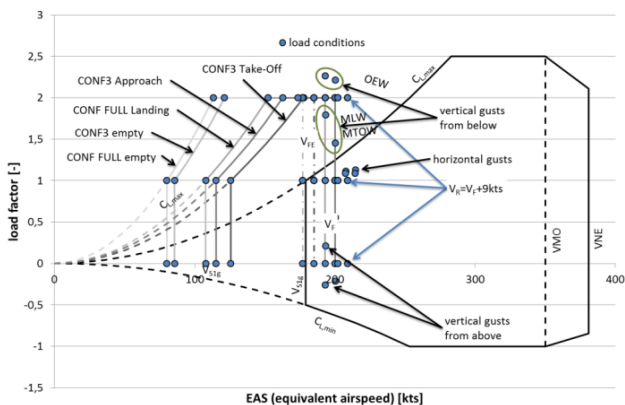


Abbildung 20: Flugveloppe der A320-232 D-ATRA, markiert sind aerodynamisch definierte Lastfälle im Langsamflug bei Anflug und Landung

Anhand der Oberflächendruckdaten wurden beispielhaft für die äußeren Vorflügel Slat 2-5 die dazugehörigen Lasten ermittelt. Die so entstandene Lasten-Envelope konnte mit vorliegenden Lastdaten aus dem Vorflügelentwurf der A320-Familie verglichen werden. Gegenüber den Auslegungslasten besteht bei der Lastermittlung vor allem eine leichte Verschiebung des Kraftangriffspunktes, während das Lastniveau durchgängig eine gute Übereinstimmung zeigt.

Abschließend wurden die ermittelten Lastfälle in die Nomenklatur des DLR-internen Lastenprozesses überführt, wobei dynamische Flugzustände, die nicht durch die Aerodynamik definiert sind, vorerst unberücksichtigt bleiben.

Verfahren zu Lastmessungen im Flugversuch mit dem Discus-2c

Für die Zulassung neuer Flugzeugtypen ist die Bestimmung der auf die Flugzeugstruktur wirkenden aerodynamischen Lasten eine entscheidende Aufgabe bei jedem Flugerprobungsprogramm. Die im Flugversuch (in der Regel mit Dehnmessstreifen, DMS) gemessenen Kräfte und Momente werden mit den Ergebnissen der für das Design verwendeten Strukturmodelle verglichen. Die Modelle werden so mit den gemessenen Lasten überprüft und validiert. Sensoren, die auf der MEMS-Technologie basieren, bieten aufgrund ihrer geringen Größe und der direkten Messung von Absolutdrücken ohne Schläuche viele vorteilhafte Eigenschaften für diese Aufgabe. Ein direkter Vergleich der Lastmessung basierend auf DMS

und basierend auf der mit MEMS-Sensoren gemessenen Druckverteilung ist aber nicht in guter Qualität in der Literatur zu finden. Die beiden Verfahren zur Lastmessung im Flugversuch wurden daher im Projekt KonTeKst genauer untersucht.

Für diese Untersuchung wurde das in Abbildung 21 dargestellte DLR-Forschungssegelflugzeug Discus-2c eingesetzt. Während der Herstellung des Flugzeugs wurden Dehnmessstreifen in verschiedenen Abschnitten des Flügels, des Rumpfes und des Höhenleitwerks angebracht.



Abbildung 21: Das DLR Forschungssegelflugzeug Discus-2c

Für die Druckmessung wurde der in Abbildung 22 dargestellte MEMS-Sensor BMP280 von Bosch verwendet. Der Sensor misst Temperatur und absoluten Luftdruck direkt im Sensorgehäuse und wird üblicherweise z. B. in Mobiltelefonen verwendet [19].



Abbildung 22 Größenvergleich von 1 Euro Münze und BMP280 MEMS-Drucksensor.

Für den Flugversuch wurden vier flexible Leiterplatten mit jeweils 16 MEMS-Drucksensoren konstruiert. Die vier Leiterplatten wurden innerhalb eines Flügelhandschuhs eingebettet, der aus GFK gefertigt wurde. Insgesamt befanden sich somit 32 Drucksensoren auf der Oberseite und 32 Sensoren auf der Unterseite des Flügelhandschuhs. Zur Verbindung der eingebetteten Sensoren mit der Oberfläche wurden Löcher mit 0.3 mm Durchmesser in die GFK-Struktur gebohrt. Der fertige Flügelhandschuh wurde auf den rechten Flügel des Discus-2c montiert.

Der Schwerpunkt des Flugerprobungsprogramms bestand darin, die mit den DMS gemessenen Querkräfte am rechten Flügelabschnitt zu untersuchen und mit denen zu vergleichen, die aus der gemessenen Druckverteilung um den Flügelhandschuh herum ermittelt wurden. Zu diesem Zweck wurden Flugmanöver mit der Absicht definiert, verschiedene unterschiedliche aerodynamische Belastungen auf die Flugzeugstruktur aufzubringen. Die erste Gruppe

an Flugmanövern umfasste quasi-stationäre Bedingungen wie z. B. den getrimmten horizontalen Geradeausflug und konstante Kurvenflüge mit unterschiedlichen Hängewinkeln. Es folgten dynamische Manöver wie z. B. Stalls und Push-over-Pull-Ups, sowie Sprungeingaben auf alle Steuerflächen. Von Juli bis Dezember 2018 wurden insgesamt 11 Flüge durchgeführt, bei denen 122 Manöver für die Untersuchung der Lastmessung aufgezeichnet wurden. Dabei zeigten die gemessenen Drücke eine gute Übereinstimmung mit denen aus aerodynamischen Simulationen.

Die Arbeiten und Ergebnisse sind in [8] und im Detail in [9] beschrieben.

Unterstützung des HALO Flugversuchs mit PMS-Carrier

Im DLR-Projekt iLOADS wurden Flugversuche mit Lastmessungen am G550-HALO durchgeführt [20]. An den unter den Flügeln montierten so genannten PMS-Carriern wurden Kräfte und Momente mithilfe von DMS gemessen. Weiterhin wurde im DLR ein eigenes Simulationsmodell des HALO für aeroservoelastische Analysen aufgebaut. Im Projekt KonTeKst wurden die Messdaten weiter ausgewertet und mit Ergebnissen von numerischen Analysen am DLR-Modell verglichen, siehe exemplarisch in Abbildung 23.

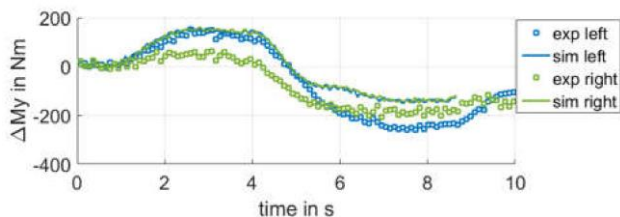


Abbildung 23: G550-HALO / Vergleich der Lasten am PMS-Carrier für Pull-up-Manöver, Versuch und Simulation

Numerische und experimentelle Analyse aktiver Lastreduktion

Die experimentelle Validierung der entwickelten aktiven, aber auch passiven Lastreduktionsverfahren erfolgte mithilfe eines Windkanalexperiments im DLR-eigenen Seitenwindkanal in Göttingen (SWG). Dabei handelt es sich um einen Kanal Göttinger Bauart, sprich einem geschlossenen Kreislauf mit, in diesem Fall, geschlossener Messstrecke, und einem Querschnitt von 2.4m x 1.6m (Breite x Höhe). Die maximale ungestörte Anströmgeschwindigkeit beträgt 60 m/s. Zur Simulation von Böenlasten wurde eine Fußpunktanregung gewählt. Dazu

wurde das Windkanalmodell an der Wurzel mit einem Nickversuchsstand verbunden, der es ermöglicht, mithilfe eines unteretzten Getriebemotors beliebige Anstellwinkeländerungen aufzubringen.

Die Grundidee bei der Flügelauslegung war, im ersten Schritt eine rein strukturelle Optimierung des Modells für diverse Zielfunktionen (z. B. für minimale Lasten an der Flügelwurzel) durchzuführen. Im zweiten Schritt wurde für jedes dieser optimierten Modelle ein Lastabminderungsregler entworfen. Die Modellauslegung erfolgte unter Berücksichtigung der Erfahrungen aus früheren aeroelastischen Windkanalexperimenten. Zur Minimierung der Modellkomplexität ist der Flügel rechteckig und ungepfeilt ausgeführt. Als Profil kommt ein symmetrisches NACA0015 zum Einsatz, das genügend Bauraum für die Installation der Aktuatorik und der diversen Sensoren bietet.

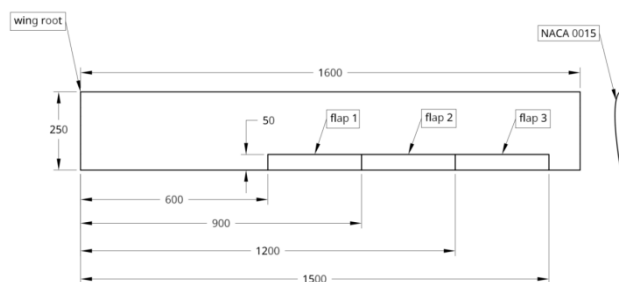


Abbildung 24: Flügel- und Klappengeometrie

Für den detaillierten Entwurf des Lastabminderungsreglers wurden die strukturellen Moden des gebauten Modells durch Anregung mit einem Impulshammer identifiziert und in das bestehende Simulationsmodell eingepflegt. Außerdem wurden wichtige Parameter der Klappen-Aktuatoren identifiziert und ein entsprechendes Aktuatormodell erstellt. Eine detaillierte Beschreibung hierzu findet sich in [21]. Um die Richtigkeit des aktualisierten Simulationsmodells zu prüfen, wurde der Flügel anschließend nochmals im Windkanal bei verschiedenen Windgeschwindigkeiten identifiziert. Die jeweiligen aeroelastischen Moden wurden anhand der in [22] beschriebenen Methode in Echtzeit identifiziert und sind in Abbildung 25 dargestellt.

Für den Entwurf des Lastabminderungsreglers wurde ein neuartiges Konzept basierend auf einer H2-optimalen Verschaltung von Ein- und Ausgängen verwendet [23]. Ziel der Regelung ist es, die erste Biegemode zu isolieren und aktiv zu dämpfen, um die Schwingungen und somit Belastungen des Flügels zu reduzieren.

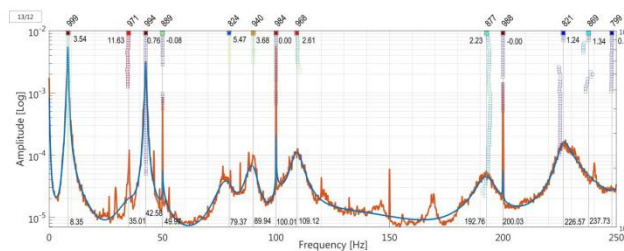


Abbildung 25: Identifikation der aeroelastischen Moden

Die Verstärkung des Reglers wird an die jeweilige Geschwindigkeit angepasst, sodass eine maximale Reduktion der Lasten erreicht wird, ohne die Stabilität zu gefährden. Um auch Aktuatorbeschränkungen und Fehler zu berücksichtigen, wird außerdem eine Echtzeit Stellgrößen-Allokation implementiert.

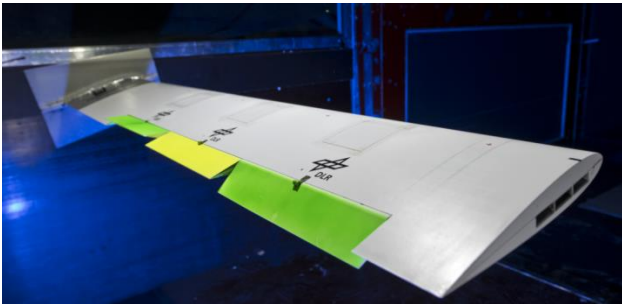


Abbildung 26: Flügelmodell im Windkanal

Die Funktionalität des Reglers wird umfangreich anhand einer Windkanalversuchskampagne mit unterschiedlichen Anregungen wie „1-cos“ Böen oder stochastische Turbulenzen getestet. Die vielversprechenden Ergebnisse zeigen eine deutliche Reduktion des Wurzelbiegemomentes und stimmen gut mit den Simulationsergebnissen überein. Außerdem werden unterschiedliche Fehlerfälle, wie ein Klemmen einzelner Klappen, simuliert. Damit wird die Fähigkeit des Reglers dies zu erkennen und sich anzupassen gezeigt. Ein Beispiel hierfür ist in Abbildung 27 dargestellt, wobei gezeigt wird, dass sowohl im Nominalfall als auch mit einer ausgefallenen äußeren Klappe das Wurzelbiegemoment um ca. 50 % reduziert werden kann. Eine Zusammenfassung des Vorgehens und der Ergebnisse, sowie weitere Referenzen finden sich in [22].

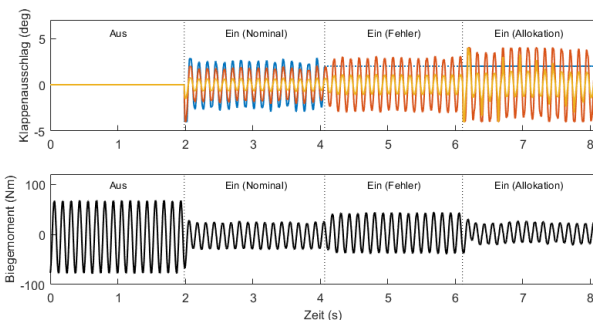


Abbildung 27: Ausschläge der inneren (gelb), mittleren (rot) und äußeren (blau) Klappe und das resultierende Wurzelbiegemoment (schwarz) bei harmonischer Anregung mit (ein) und ohne (aus) Regler.

5. DAS FLUGZEUG AM FLUGHAFEN

5.1. Bodenprozesse

Das Einsatzprofil von Kurzstreckenflugzeugen erfordert aufgrund der höheren Anzahl von Starts- und Landungen pro Tag eine andere Auslegung der Infrastruktur eines Flughafens gegenüber Mittel- oder Langstreckenflugzeugen. Das Auslegungsziel ist dabei eine kurze Verweilzeit am Boden.

Daraus resultieren u. a. beschleunigte Prozesse für die Abfertigung von Passagieren und Fracht sowie für die Führung des Flugzeugs am Boden und in der Luft. Solche Prozesse wurden im Hauptarbeitspaket vier des Projektes KonTeKst untersucht.

Nach der Auslegung des Referenzflugzeugs in HAP 1 stellte sich heraus, dass sich die resultierenden Konfigurationen in vielen relevanten Parametern, besonders in der Anfluggeschwindigkeit und der Kabinengröße, nicht wesentlich von einem Standardflugzeug der A320-Klasse unterscheiden. Die Untersuchungen konnten daher unter der Annahme ähnlicher direkter Betriebskosten (DOC) wie für einen A320 abgeschätzt werden. Insbesondere die Boarding-Prozesse würden im Falle einer Konfiguration mit zwei Gängen bei guter Planung des Ablaufes profitieren. Zwei Punkte werden nachfolgend erläutert. Zum einen die Integration der Konfiguration mit breitem Rumpf in den Luftverkehr und Erkenntnisse darüber, welche Auswirkungen derartige Änderungen der Anzahl der Abfertigungen auf einen Flughafen mit endlichen Ressourcen hat.

Aus den DOC (Direct Operating Costs) lässt sich ermitteln, welches Marktpotential sich durch das neue Flugzeug (Konfiguration mit breitem Rumpf) in der Zukunft ergibt. Für das Referenzflugzeug lagen diese Daten vor und es wird davon ausgegangen, dass sich diese nicht wesentlich für die lärmarmen Konfigurationen unterscheiden. Durch die dadurch möglichen Abschätzungen ergab sich, dass etwa 27 % mehr Flugverkehr mit diesem Flugzeugtyp vorstellbar ist. Der Vergleich von aktueller Eckwertstruktur mit einer für das Jahr 2030 prognostizierten Verkehrsnachfrage zeigt, dass mit dem bestehenden Bahnsystem an dem untersuchten Flughafen in dem aktuell genutzten Betriebsmodus keine effiziente und zeitnahe Verkehrsabwicklung in den Morgen- und Abendspitzen eines Tages zu erwarten ist. Dies gilt bereits für den Fall der Substitution von bestehendem A320-Verkehr für nur eine bestehende stündliche Verbindung zu einem anderen Flughafen in einem zukünftigen Szenario

Weiterhin wurde untersucht, welchen Einfluss viele gleichzeitige Abfertigungen an einem Flughafen mit endlichen Ressourcen haben können. Für eine hohe Produktivität der Flotte ist eine hohe Beförderungskapazität an Fracht oder Passagieren in der Luft nötig. Die Abfertigungszeiten müssen minimiert werden. Besonders relevant ist das für Kurzstreckenflüge mit dem geringen Aufenthaltsverhältnis Luft zu Boden. Für eine Simulation der Bodenabfertigungsprozesse eines exemplarischen Kurzstreckenflugzeugtyps wurden die Verfahren am Flughafen modelliert und die Charakteristika der beteiligten Prozesse und deren Abhängigkeiten in einer ereignisdiskreten Simulationsumgebung implementiert. Die Auswertung zeigte, dass im Allgemeinen eine starke Korrelation zwischen der durch die einzelnen Verkehrsszenarien induzierten Nachfrage und der genutzten Menge an Bodenabfertigungsressourcen besteht. Die Ergebnisse der Simulation weisen aber auch darauf hin, dass die benötigte Anzahl von Ressourcen nicht mit dem gleichen Faktor wie die Nachfrage steigt.

Genauere Ergebnisse und weitere Referenzen zu den Untersuchungen finden sich in [6].

6. AUSBLICK

Die Ergebnisse des Projekts KonTeKst werden weiteren DLR-Projekten, genutzt und vertieft. Dazu gehört insbesondere die Auslegung und Bewertung einer lärmarmen Konfiguration im Projekt SIAM (Schall-ImmissionsArmes Mittelstreckenflugzeug), sowie die Untersuchungen zu Ansätzen für eine aggressive Lastabminderung im Projekt oLAF (optimales LastAdaptives Flugzeug). Ab dem Jahr 2020 wurden die Leitkonzepte neu ausgerichtet [1]. Die genannten Projekte finden sich im neuen Leitkonzept 2, Transportflugzeug. Weitere wichtige Technologien mit Relevanz für ein Kurzstreckenflugzeug werden im neuen Leitkonzept 1, Elektrisches Fliegen, behandelt, hier im Projekt EXACT (Entwurf und Bewertung eines elektrischen Flugzeugs).

7. DANKSAGUNG

Die Autoren bedanken sich bei den Mitarbeitern des Projekts für die engagierten Arbeiten und die Beiträge zu diesem Artikel. Am Projekt waren die folgenden DLR-Institute beteiligt:

- Institut für Aeroelastik
- Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Braunschweig / Göttingen
- Institut für Antriebstechnik, Köln / Berlin
- Institut für Bauweisen- und Strukturtechnologie
- Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptionik
- Institut für Flugführung
- Institut für Flugsystemtechnik
- Institut für Flughafenwesen
- Institut für Systemarchitekturen in der Luftfahrt
- Institut für Physik der Atmosphäre
- Institut für Systemdynamik und Regelung
- Institut für Werkstoff-Forschung

8. LITERATUR

- [1] Leitkonzepte der DLR-Luftfahrtforschung. <https://www.dlr.de/DE/forschung/luftfahrt/leitkonzepte.html>
- [2] Dassault Mercure: https://de.wikipedia.org/wiki/Dassault_Mercure, letzter Aufruf 15.9.2020
- [3] Ciampa, P.D., et al (2019): Streamlining Cross-Organizational Aircraft Development: Results from the AGILE Project. AIAA AVIATION Forum, 17-21 June 2019, Dallas, Texas.
- [4] Moerland, E., Zill, T., Nagel, B., Spangenberg, H., Schumann, H., Zamov, P. (2012): Application of a distributed MDAO framework to the design of a short-to medium-range aircraft. 61th German Aerospace Congress (DLRK), Berlin, Germany.
- [5] Klimmek, T. (2016): Statische aeroelastische Anforderungen beim multidisziplinären Struktur-entwurf von Verkehrsflugzeugflügeln. DLR Forschungsbericht 2016-34, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Germany, 2016.
- [6] Krengel, M.D., Bertsch, L., Dahlmann, K., Günther, Y., Gerlinger, B., Linke, F., Wolters, F., Vieweg, M., Krüger, W.R., Blinstrub, J. (2020): Entwurf und Bewertung einer lärmarmen Kurzstreckenkonfiguration im Vorentwurf – Erkenntnisse aus dem DLR Projekt KonTeKst. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2020, 1.-3.9.2020, Aachen (online), DOI: 10.25967/530053
- [7] Pott-Pollenske, M., Jente, C., Wild, J., Lange, F. (2020): Akustische Effekte der Triebwerksinstallation – Ergebnisse der DLR Projekts Kontekst, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2020, 1.-3.9.2020, Aachen (online).
- [8] Klimmek, T., Bogenfeld, R., Breitbarth, E., Dillinger, J., Handojo, V., Kier, T., Kohlgrüber, D., Pusch, M., Raab, C., Wild J. (2020): Aircraft Loads – A Wide Range of Disciplinary and Process-Related Issues in Simulation and Experiment. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2020, 1.-3.9.2020, Aachen (online).
- [9] Raab, C., Rohde-Brandenburger, K. (2020): Dynamic Flight Load Measurements with MEMS Pressure Sensors. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2020, 1.-3.9.2020, Aachen (online).
- [10] Blinstrub, J. (2019): Immission-Based Noise Reduction within Conceptual Aircraft Design. DLR Forschungsbericht DLR-FB-2019-12, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), Göttingen, 2019.
- [11] Bertsch, L. (2013): Noise Prediction Within Conceptual Aircraft Design. DLR Forschungsbericht DLR-FB-2013-20, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), Göttingen, 2013.
- [12] Linke, F. (2016): Ökologische Analyse operationeller Lufttransportkonzepte, Dissertation, DLR Forschungsbericht DLR-FB-2016-10, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), 2016.
- [13] Moreau, A., Stagat, M., Gscheidle C. (2019): A fast prediction method for rotor buzz-saw noise based on an analytical approach. 25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Delft, paper N° AIAA-2019-2641, 2019.
- [14] Moreau, A., Guérin, S. (2020): Experimental Validation of an analytical prediction model for fan buzz-saw noise. ASME Turbo Expo Conference, London, paper N° GT2020-14279, 2020.
- [15] Madden, P., Park, K. (2003): Methodology for Predicting NOx Emissions at Altitude Conditions from Ground Level Engine Emissions and Performance Test Information, Rolls Royce Technical Report No DNS 90713, April 2003
- [16] Klimmek, T., Schulze, M., Abu-Zurayk, M., Ilic, C., Merle, A. (2019): cpacs-MONA – An Independent and in High Fidelity Based MDO Tasks Integrated Process for the Structural and Aeroelastic Design for Aircraft Configurations. IFASD2019, International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, June 10-13, 2019, Savannah (Georgia, USA), 2019.
- [17] Krüger, W. R. et al (2018): A Comprehensive Loads Process at the DLR - Definition, Analysis, Experimental Evaluation. Aerospace Lab, 14. Onera Scientific Information Department. ISSN 2107-6596. <https://aerospacelab.onera.fr/al14/comprehensive-load-process-at-the-dlr-definition-analysis-and-experimental-evaluation>
- [18] Petsch, M., Kohlgrüber, D., Heubischl, J. (2018): „PANDORA - A python based framework for modelling and structural sizing of transport aircraft,“ in 8th EASN-CEAS International Workshop, 2018.
- [19] Raab, C., Rohde-Brandenburger, K. (2020): „In-Flight

Testing of MEMS Pressure Sensors for Flight Loads Determination“, AIAA 2020-0512, AIAA Scitech 2020 Forum, 6-10 January 2020, Orlando FL, <https://doi.org/10.2514/6.2020-0512>.

- [20] Sinske, J., Govers, Y., Jelacic, G., Handojo, V., Krüger, W.R., Böswald, M. (2018): HALO flight test with instrumented under-wing stores for aeroelastic and load measurements in the DLR project iLOADS. CEAS Aeronautical Journal, 9 (1), Seiten 207-218. Springer. DOI: 10.1007/s13272-018-0294-3.
- [21] Tang, M., Böswald, M., Govers, Y., Pusch, M. (2019): Identification and assessment of a nonlinear dynamic actuator model for gust load alleviation in a wind tunnel experiment. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Darmstadt, Germany, 2019.
- [22] Krüger, W.R., Dillinger, J., Meddaikar, M.Y., Lübker, J., Tang, M., Meier, T., Pusch, M., Kier, T. (2019): Design and wind tunnel test of an actively controlled flexible wing. International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Savannah, GA, USA, 2019.
- [23] Pusch, M., Ossmann, D., Dillinger, J., Kier, T.M., Tang, M., Lübker J. (2019): Aeroelastic modeling and control of an experimental flexible wing. Proc. 2019 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, AIAA SciTech Forum, San Diego, USA, 2019.