



DLR-Projekt „Leiser Flugverkehr II“

Abschlussbericht

Beteiligte Partner:

DLR-Institut für Luft - und Raumfahrtmedizin (DLR-ME)

DLR-Institut für Antriebstechnik (DLR-AT)

DLR, Institut für Flugsystemtechnik Braunschweig (DLR-FT)

DLR, Institut für Flugführung Braunschweig (DLR-FL)

DLR-Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik (DLR-AS)

DLR Institut für Physik der Atmosphäre (DLR-PA)

Autoren:

Dr. Oliver Boguhn (Projektleiter)

Dr. Mathias Basner (DLR-ME)

Dr. Lars Enhardt (DLR-AT)

Dr. Werner Dobrzynski (DLR-AS)

Dr.-Ing. Reinhard König (DLR-FT)

Dipl.-Inform. Alexander Kuenz (DLR-FL)

Dipl.-Ing. Raimar Stump (DLR-FL)

Dr. Ullrich Isermann (DLR-AS)

Dr. Dietrich Heimann (DLR-PA)

Göttingen, Dezember 2007

Dr. Oliver Boguhn (Projektleiter)

1.	Einführung	3
1.1.	Ziel des Projekts „Leiser Flugverkehr II“	3
1.2.	Ergebnisse des Projekts	4
2.	Lärmwirkungsforschung	5
2.1.	Hintergrund und Motivation	5
2.2.	Studiendesign und Methodik	5
2.3.	Ergebnisse	8
2.4.	Diskussion	14
2.5.	Schrifttum:	15
3.	Lärminderung an der Quelle - Minderung des Triebwerkslärm	16
3.1.	Validierung des Modellfans	16
3.2.	Schallemission vom Triebwerkseinlauf	20
3.3.	Leiser Stator	22
3.4.	Geneigte Triebwerksachse	23
3.5.	Breitbandlärm	24
3.6.	Aktive Lärminderung	26
3.7.	Schrifttum:	28
4.	Lärminderung an der Quelle - Lärmarmer Zellenentwurf	29
4.1.	Forschungsziel	29
4.2.	Methodik	29
4.3.	Ergebnisse	30
4.4.	Zusammenfassung	38
4.5.	Schrifttum:	38
5.	Umsetzung von Flugverfahren - Flight Management - Flight Control Systeme	40
5.1.	Einleitung	40
5.2.	Definition von Flugverfahren und Ableitung von FMS / FCS Anforderungen	40
5.3.	Anforderungen an Flight Management (FMS) und Flight Control Systeme (FCS)	48
5.4.	Zusammenfassung	49
5.5.	Erweiterungen von FMS/FCS- Funktionen mit Erprobung im E-Cockpit	51
5.6.	Flugsimulatorversuche	59
5.7.	Flugversuchserprobung mit ATTAS	63
5.8.	Zusammenfassung	66
5.9.	Schrifttum:	67
6.	Lärmreduzierendes Anflugverkehrsmanagement	68

6.1.	Das Anflugplanungssystem 4D-CARMA	69
6.2.	Lärmindernde Anflugverfahren	70
6.3.	Lärmreduzierende Streckenführung	72
6.4.	Durchgeführte Untersuchungen - Schnellzeitsimulation	76
6.5.	Verkehrsführungskonzepte und Szenarien	76
6.6.	Verkehrsverläufe und Lärminderungspotenzial	77
6.7.	Einsatzmöglichkeiten	81
6.8.	Zusammenfassung	82
6.9.	Schrifttum:	83
7.	Weite Hörbarkeit von Fluglärm bei Inversionswetter – eine Modellstudie	84
7.1.	Zusammenfassung:	84
7.2.	Einleitung	84
7.3.	Grundzüge der Modellstudie	85
7.4.	Ergebnisse	89
7.5.	Einfluss von Bodenunebenheiten	104
7.6.	Schlussfolgerungen	106
8.	Fluglärmrechnungsverfahren	110
8.1.	Hintergrund und Forschungsziele	110
8.2.	Untersuchungen zum Wettereinfluss	111
8.3.	Untersuchungen zur atmosphärischen Dämpfung	113
8.4.	Einfluss bodengebundener Operationen	114
8.5.	Praktikabilität von Fluglärmbewertungsmaßen	116
8.6.	Schrifttum:	119
9.	Tabellenverzeichnis:	120
10.	Abbildungsverzeichnis:	120
11.	Abkürzungen	125

1. Einführung

Der Luftverkehr leistet ein wichtiger Beitrag zur Sicherung der Mobilität und damit der Lebensqualität und wird auch auf politischer Ebene dementsprechend eingestuft. Nichtsdestoweniger ist seine Abwicklung mit einer Reihe von Umweltbelastungen verknüpft, von denen der Lärm aus Sicht der Betroffenen an erster Stelle zu nennen ist. Um das wachsende Luftverkehrsaufkommen möglichst umweltgerecht abwickeln zu können, kommt der Minimierung der Lärmbelastung daher eine essentielle Bedeutung zu. Aus technischer Sicht muss die Lärminderung an der Quelle dabei der primäre Ansatz sein. Zusätzlich besteht die Möglichkeit, operationelle Verfahren (also An- und Abflugverfahren) zu optimieren. Wie die Ergebnisse des fünfjährigen Projekts Leiser Flugverkehr aufzeigen, bietet dieser Ansatz kurzfristig umsetzbare Lösungen, die allerdings nicht das gleiche Lärminderungspotenzial besitzen wie Eingriffe an der Quelle selbst.

Im Rahmen des Projekts Leiser Flugverkehr wurde auf einen neuartigen interdisziplinären Ansatz zurückgegriffen, um mögliche Synergieeffekte auszunutzen und die im DLR vorhandenen Fähigkeiten auf dem Gebiet der Fluglärmforschung zu bündeln. Neben den erwähnten technischen und operationellen Maßnahmen wurden außerdem Werkzeuge und Techniken entwickelt, die eine effizientere Behandlung des Fluglärmproblems ermöglichen. Weiterhin wurden – wohl eine der wichtigsten Aufgaben des Projekts – belastbare Kriterien zur Beurteilung der Wirkung des nächtlichen Fluglärms erarbeitet.

Das Projekt Leiser Flugverkehr war insgesamt auf eine Breitenwirkung ausgerichtet. So wurde ein Fundament geschaffen, das u.a. als Basis für weitergehende Aktivitäten diente (BMBF-Vorhaben "Lärmarme An- und Abflugvorhaben" im Verbundvorhaben "Leiser Verkehr"). Im Rahmen der Durchführung des Projekts wurden jedoch auch eine Reihe von neuen Problemfeldern identifiziert, die sich z.T. erst durch das aktuelle politische Umfeld (Novellierung des Fluglärmgesetzes, Umsetzung der EU-Umgebungslärmrichtlinie, Harmonisierung von Lärmgrenzwerten) ergaben. Konsequenz konnte daher nur die Fortsetzung der Arbeiten zur Lärminderung in einer zweiten Projektphase sein, bei der zum einen die neu identifizierten Problemstellungen aufgegriffen, zum anderen die bisher breit angelegten Aktivitäten problemorientiert vertieft wurden.

1.1. Ziel des Projekts „Leiser Flugverkehr II“

Ziel des Projektes war es, konkrete Lösungsvorschläge zu liefern, wie Lärm im Umfeld von Flughäfen realistisch gemindert werden kann. Dieses ließ sich auf vier Themenbereiche aufspalten: Zum einen die Lärminderung an der Quelle, hier ist langfristig das größte Potential zur Lärminderung zu finden und zum anderen die Umsetzung von neuen Flugverfahren, diese bieten kurzfristiges Lärminderungspotential. Um die Reduktion von lärmbelasteten Flächen im Umfeld von Flughäfen durch diese Verfahren und technische Modifikationen sowohl akustisch als auch medizinisch beurteilen zu können sind die Themenbereiche Modellierung und Wirkungsforschung notwendig.

Dabei wird durch den interdisziplinären Ansatz das ‚know how‘ aus mehreren Arbeitsgebieten zusammengetragen. So konnten Maßnahmen und deren Wirkung besser beurteilt und bewertet werden. Z.B. sind technische Maßnahmen denkbar, die zwar zu einer Lärminderung im Umfeld von Flughäfen führen, sich aber aus operationellen Gründen nicht realisieren lassen. Somit stellt das Projekts am Ende neues Grundlagenwissen zur Verfügung ergänzt durch Aussagen zur technischen Machbarkeit der daraus abzuleitenden Maßnahmen und Kenntnisse über die Reaktionen des Mensch auf Verkehrslärm.

Die spätere Durchsetzung möglicher Verfahren zur Lärminderung und Beurteilung liegt allerdings beim Flughafenbetreiber und bei den politisch Verantwortlichen. Das DLR-Projekt Leiser

Flugverkehr II kann hier Werkzeuge liefern, die sowohl auf ihre Wirksamkeit als auch auf die Realisierbarkeit überprüft wurden.

1.2. Ergebnisse des Projekts

Das Projekt „Leiser Flugverkehr II“ konnte im März 2007 erfolgreich abgeschlossen werden. Aus der Vielzahl von Ergebnissen sollen im Folgenden die wichtigsten herausgegriffen werden. Ziel des Projektes war die Verkehrsübergreifende Beurteilung der Lärmbelastung auf den Menschen, deren Prognose, sowie konkrete Vorschläge zur Minderung der Lärmbelastung im Umfeld von Flughäfen. Dazu gehören nicht nur technische Maßnahmen sondern auch Flugverfahren und deren bord- und bodenseitige Umsetzung.

Im Rahmen der Lärmbelastung von Menschen konnten Dosis-Wirkungsbeziehungen für Verkehrslärmbedingte Schlafstörungen erstellt und Unterschiede zwischen den Verkehrsträgern Luft/Schiene/Straße ermittelt werden. Im Gegensatz zur subjektiven Wahrnehmung sinkt die Reaktionswahrscheinlichkeit auf Geräusche im Schlaf in der Reihenfolge Schienenlärm - Straßenlärm - Flugverkehrslärm. Dennoch fühlten sich die Versuchspersonen am nächsten Morgen durch Fluglärm am stärksten belastigt. Es konnte außerdem gezeigt werden, dass die Kombination von Lärm verschiedener Verkehrsträger entsprechend stärkere Störwirkungen hervorruft, wobei die Gesamtwirkung kleiner war als durch Summation der Einzelwirkungen erwartet. Dennoch bekräftigen die Ergebnisse, dass eine Gesamtlärmbetrachtung zur Vermeidung von unerwünschten Lärmwirkungen angebracht ist.

Aus technischer Sicht konnten im Rahmen der Lärminderung am Flugzeug eine nahezu vollständige Unterdrückung des Hinterkantengeräusches durch bürstenartige Kantenmodifikationen erreichen werden. Weiterhin wurden wesentliche Auslegungsparameter sowie grundlegende Skalierungsgesetze für die technische Umsetzung solcher Modifikationen ermittelt. Die Messungen und Rechnungen zur Geräuschabschattung für die neue Flugzeugkonfiguration LNA1 haben gezeigt, dass bei über den vorwärts gepfeilten Tragflächen angeordneten Triebwerken eine deutliche Minderung des zum Boden hin abgestrahlten Triebwerksgeräusches erreicht werden kann. Die qualitative Analyse der jeweiligen Wirbelschleppen für die Flugzeugkonfiguration LNA1 und eine konventionelle Flugzeugkonfiguration zeigte, dass das LNA1 kein größeres Wirbelschleppen-Gefährdungspotenzial besitzt.

Im Rahmen von Flugverfahren und deren bord- und bodenseitige Umsetzung konnte u.A. durch die Erweiterung der FMS-Funktionalität eine bessere Einhaltung der Zielzeiten z.B. bei Windabweichungen erreicht werden, so dass eine hohe Auslastung des Flughafens erreicht wird. Dazu wurden in Kooperation mit der TU-Berlin Simulatorversuche am ZFB erfolgreich abgeschlossen. Weiterhin konnten die Auswirkungen eines Lärmreduzierenden Anflugverkehrsmanagements mittels Schnellzeitsimulationen untersucht werden.

Bezüglich der Lärmerzeugung durch Bodengebundene Operationen auf einem Flughafen ergab sich, dass Landungen mit Gegenschub und Start praktisch gleich laut sind. Im Vergleich dazu sind die Geräuschpegel durch APU Nutzung und Rollvorgänge etwa 10 dB niedriger. Die Bodengebundenen Operationen sowie die Wirkung des Lärms auf den Menschen wurden in das neuentwickelte Prognosetool integriert, ebenso neue Schallausbreitungsmodelle, die nicht nur eine Standardatmosphäre berücksichtigen, sondern Tages- und Jahreszeiten bedingte Wetterlagen einbeziehen. Dadurch lassen sich technische Maßnahmen zur Reduktion von Fluglärm und neue Flugverfahren hinsichtlich ihrer Emission besser beurteilen.

2. Lärmwirkungsforschung

2.1. Hintergrund und Motivation

Aus Belästigungsstudien ist bekannt, dass (bei gleichem Dauerschallpegel, z.B. L_{DEN}) Fluglärm stärker belästigt als Straßenverkehrslärm, und dieser wiederum stärker belästigt als Schienenverkehrslärm [4]. Hierdurch resultierte ein sogenannter Schienenbonus von 5 dB im deutschen Bundesimmissionsschutzgesetz. Die gleiche Rangfolge zeigte sich auch für den Anteil subjektiv stark Schlafgestörter [5].

Weitaus weniger ist über Unterschiede in der Wirkung der drei Verkehrslärmarten auf physiologische Funktionen, und hier insbesondere auf den Schlaf, bekannt. Ein Hauptziel der Studie war es demnach, Unterschiede in der Wirkung der drei Verkehrsträger auf den Schlaf systematisch zu untersuchen. Optimale Voraussetzungen für einen derartigen Vergleich liefert nur das Labor, in dem die experimentellen Bedingungen genau vorgegeben werden können.

Des Weiteren ist offensichtlich, dass viele Menschen nicht nur durch eine, sondern durch zwei oder sogar alle drei Verkehrslärmarten gleichzeitig belastet werden. Dennoch werden die Verkehrsträger in gesetzlichen Regelwerken einzeln behandelt. Es ist jedoch wahrscheinlich, dass es zu kumulativen Wirkungen der drei Verkehrslärmarten bei gleichzeitigem Einwirken kommt. Ein zweites Ziel der Studie war es demnach zu überprüfen, ob kumulative Wirkungen auftreten, und wenn ja, ob diese unteradditiv, additiv oder überadditiv ausfallen.

2.2. Studiendesign und Methodik

Die Studien fanden zwischen November 2004 und Februar 2006 im Schlaflabor des Instituts für Luft- und Raumfahrtmedizin in Köln statt, das über 8 separate Schlafkabinen verfügt. Es wurden insgesamt 3 Studienabschnitte durchgeführt. Jeder Abschnitt bestand aus 3 Phasen, in denen jeweils 8 Versuchspersonen gleichzeitig für 11 aufeinanderfolgende Nächte untersucht wurden. Insgesamt nahmen 72 Versuchspersonen im Alter von 40 ± 13 Jahren (Bereich: 18-71 Jahre, 32 männlich, 40 weiblich) an der Studie teil. Die Versuchspersonen hatten ein altersentsprechend normales Hörvermögen und waren schlafgesund. Es wurde bei der Probandenauswahl darauf geachtet, dass die Belästigung bezüglich der drei Verkehrslärmarten bei den Versuchspersonen vor der Studie in etwa gleich verteilt war.

Die Studie startete montagabends und endete am Freitagmorgen der darauffolgenden Woche. Auch am Wochenende wurde gemessen. Der Ablauf der Studie am Abend und am Morgen war identisch mit der Studie STRAIN (s. [11]). Es wurden abends und morgens computergestützte Leistungstests durchgeführt. Fragebögen wurden eingesetzt, um die subjektive Einschätzung von Schlafqualität und -quantität, Müdigkeit, Belästigung, und von den Anstrengungen während des Tages zu erfragen. Im Unterschied zur Studie STRAIN wurde erstmals ein Gedächtnistest eingesetzt, bei dem die Versuchspersonen am Abend 24 Wortpaare (z.B. Fahrrad/Klingel) solange gelernt haben (jedoch höchstens 3 Mal), bis bei der anschließenden Abfrage (Fahrrad/?) mindestens 16 Wörter erinnert wurden. Am nächsten Morgen wurden die Wortpaare erneut abgefragt. Es sollte die Hypothese, dass Verkehrslärm im Schlaf stattfindende Gedächtnisprozesse stört, überprüft werden. Die Versuchspersonen gingen um 23:00 Uhr zu Bett und wurden exakt 8 Stunden später wieder geweckt. Tagsüber konnten sie ihrem normalen Lebensalltag nachgehen, wobei Nickerchen nicht erlaubt waren.

Hirnstrombild (EEG), Augenbewegungen (EOG) und Anspannungszustand der Muskulatur (EMG) wurden kontinuierlich in der Nacht aufgezeichnet. Mit diesen Variablen, der sogenannten Polysomnographie, kann man den Schlaf in verschiedene Stadien einteilen. Man unterscheidet zunächst zwischen Wachsein und Schlaf. Der Schlaf wird in REM-Schlaf (s.u.) und non-REM-Schlaf differenziert, und der non-REM-Schlaf wiederum in die Schlafstadien S1, S2, S3 und S4 klassifiziert. Die Schlafstadien S1 und S2 werden auch als Leichtschlaf, die Stadien S3 und S4 als Tiefschlaf bezeichnet. Diese Bezeichnungen beruhen auf der Feststellung, dass Menschen

aus dem Tiefschlaf schwerer erweckbar sind als aus dem Leichtschlaf. Für die Klassifizierung des Schlafs in die fünf verschiedenen Schlafstadien und "Wach" wird die Nacht in 30 Sekunden lange Epochen unterteilt. Jeder Epoche wird entsprechend einem internationalen Standard [6] eines der oben beschriebenen Schlafstadien zugewiesen. Neben der Dauer ist auch die Struktur des Schlafs wichtig für dessen regenerative Funktion. Es wird momentan davon ausgegangen, dass sich die verschiedenen Schlafstadien in ihrer Bedeutung für die Erholbarkeit des Schlafs unterscheiden. Dabei ist weiterhin unklar, welche Funktion die einzelnen Schlafstadien genau ausüben und über welche Mechanismen sie diese Funktionen erfüllen. Der Tiefschlaf wird unter anderem wegen seiner Nähe zum Schlafbeginn, wegen seines sofortigen Rebounds nach Schlafentzug und wegen seiner Assoziation mit hohen sensorischen Schwellen und mit der Ausschüttung von Wachstumshormonen als besonders wichtig für die im Schlaf stattfindende Regeneration erachtet [2]. Befunde neuester Zeit deuten darauf hin, dass Tiefschlaf an der Konsolidierung expliziter Gedächtnisinhalte beteiligt ist, wohingegen REM-Schlaf insbesondere für die Konsolidierung von impliziten Gedächtnisinhalten bedeutsam zu sein scheint [8]. Der Wachzustand und das Schlafstadium S1 tragen nicht bzw. kaum zum Erholungsprozess des Schlafs bei, während das Schlafstadium S2 vermutlich eine intermediäre Position einnimmt.

Des Weiteren wurden EKG, Atembewegungen, Atemfluss an Mund und Nase (nur erste Nacht) und Körperbewegungen, sowie Schallpegel und Lichtintensität im Schlafräum kontinuierlich aufgezeichnet. Der Urin wurde zeitgenau über die gesamte Nacht gesammelt, morgens gewogen, aliquotiert und eingefroren, um anschließend die Ausscheidungsrate der Stresshormone Noradrenalin und Cortisol zu bestimmen. Die Konzentration von Noradrenalin wurde durch Hochdruck-Flüssigkeits-Chromatographie (HPLC) mit elektrochemischem Detektor, die von freiem Cortisol mittels eines Radio-Immuno-Assay-Verfahrens (RIA) gemessen.

Die in der Laborstudie eingespielten Verkehrsgeräusche wurden in Schlafräumen von Menschen aufgezeichnet, die in der Nähe des Flughafens Köln/Bonn, in der Nähe einer Straße oder in der Nähe eines Schienenweges wohnten. Es wurden möglichst typische Geräusche für jeden Verkehrsträger ausgesucht. Für jede der drei Verkehrslärmarten (Fluglärm: aircraft noise – AI, Straßenverkehrslärm: road traffic noise – RO, Schienenverkehrslärm: rail traffic noise – RA) wurden insgesamt 40 unterschiedliche Geräusche ausgesucht, jeweils 8 mit einem A,S-bewerteten Maximalpegel von 45, 50, 55, 60, oder 65 dB.

Insgesamt wurden 9 Geräuscheszenarien (s. Tabelle 1) verwendet: Einzelexpositionsnächte bestanden aus jeweils 40 Geräuschen eines Verkehrsträgers (AI, RO, RA). In Doppelpositionsnächten wurden jeweils 40 Geräusche von 2 Verkehrsträgern kombiniert (AIRO, AIRA, RORA), so dass insgesamt 80 Geräusche pro Nacht eingespielt wurden. In der Dreifachpositionsnacht (AIRORA) wurden jeweils 40 Geräusche von allen 3 Verkehrsträgern kombiniert, so dass hier 120 Geräusche pro Nacht wiedergegeben wurden. In der Kontroll- oder Vergleichsnacht (NO) wurden keine Geräusche wiedergegeben. Der Dauerschallpegel $L_{AS,eq}$ betrug hier ca. 30,0 dB, hervorgerufen durch die Klimaanlage des Labors. Der $L_{AS,eq}$ in Einzelexpositionsnächten konnte für die Verkehrsträger Luft und Schiene (AI, RA) durch geeignete Geräuschauswahl angeglichen werden (39,7 dB). Die Straßenverkehrgeräusche waren jedoch zu kurz. Hier betrug der $L_{AS,eq}$ nur 36,9 dB. Deshalb wurde eine Doppelpositionsnacht nur mit Straßenverkehrgeräuschen eingeführt, die ebenfalls einen $L_{AS,eq}$ von 39,7 dB aufwies, jedoch aus 80 Straßenverkehrgeräuschen bestand.

Tabelle 1: Beschreibung der neun verwendeten Verkehrsszenarien (AI = Fluglärm, RO = Straßenverkehrslärm, RA = Schienenverkehrslärm, NO = lärmfreie Kontrollnacht).

Szenario	Geräuschanzahl				L _{AS,eq}
	Air	Road	Rail	Total	
AI	40	0	0	40	39.7
RO	0	40	0	40	36.9
RA	0	0	40	40	39.7
RORO	0	80	0	80	39.7
AIRO	40	40	0	80	41.2
AIRA	40	0	40	80	42.5
RORA	0	40	40	80	41.2
AIRORA	40	40	40	120	43.3
NO	0	0	0	0	30.0

Fluglärm wird in der Regel mit der Zeitkonstanten SLOW gemessen, Straßen- und Schienenverkehr hingegen mit der Zeitkonstanten FAST. Wir entschieden uns bei der Auswahl der Geräusche zunächst dafür, alle Geräusche mit SLOW zu bewerten, u.a. um eine Vergleichbarkeit mit der Fluglärmstudie STRAIN zu gewährleisten [1]. Die Auswertung erfolgte jedoch sowohl mit der Zeitkonstanten SLOW als auch mit der Zeitkonstanten FAST jeweils für alle Verkehrsträger. Die Geräusche wurden zwischen 23:00 und 7:00 Uhr mit zufällig bestimmten Intervallen zwischen 3 und 21 Minuten in die zuvor akustisch eingemessenen Schlafkabinen eingespielt.

Die erste Nacht war jeweils lärmfrei und diente zur Anpassung der Probanden an die ungewohnte Umgebung und die Elektroden. Die letzte Nacht war ebenfalls lärmfrei und diente als Erholungsnacht. Jede Versuchsperson erhielt alle Expositionsmuster, wodurch Vergleiche innerhalb einer Versuchsperson möglich wurden und die statistische Power erhöht wurde. Jedes Expositionsmuster kam an jeder Stelle genau einmal vor. Eine weitere Bedingung war, dass maximal zwei Hochexpositionsnächte (80 oder 120 Geräusche) aufeinander folgten, um die Probanden nicht zu hoch zu belasten und keine Studienabbrüche zu provozieren. Im Gegensatz zur STRAIN Studie (Kontrollnacht immer Nacht 2) tauchten die Kontrollnächte in dieser Studie „gleichberechtigt“ zu den Expositionsnächten an jeder Stelle im Versuchsplan auf, wodurch die Vergleichbarkeit erhöht wurde. Ziel des Versuchsdesigns war es, die Bedingungen für alle drei Verkehrsträger möglichst gleich zu halten (gleiche Maximalpegel, gleiche Anzahl an Geräuschen pro Nacht), damit evtl. Unterschiede in der Wirkung tatsächlich nur auf die Geräuschart mit ihren typischen akustischen Charakteristika zurückzuführen sind.

2.2.1. Statistische Auswertung

Gesamtnachtparameter (Schlafstadienanteile, Gedächtnistest, Leistungstests, Stresshormonausscheidungen) wurden mit gemischten Modellen ausgewertet (PROC MIXED, SAS 9.1). Zunächst wurden innerhalb einer Person Differenzen zur lärmfreien Ruhenacht gebildet, da die Differenzen von ursprünglich nicht normalverteilten Variablen meist deutlich besser einer Normalverteilung folgen.

Für die ereigniskorrelierte Schlafauswertung, bei der ein Zusammenhang hergestellt wird zwischen dem Maximalpegel eines Verkehrsgeräusches und zwischen anderen situativen, individuellen und akustischen Einflussfaktoren und der Wahrscheinlichkeit, in das Stadium Wach oder S1 zu wechseln, wurden logistische Regressionsmodelle mit Zufallseffekt (PROC NLMIXED, SAS 9.1) gerechnet.

2.3. Ergebnisse

2.3.1. Fragebogenerhebungen

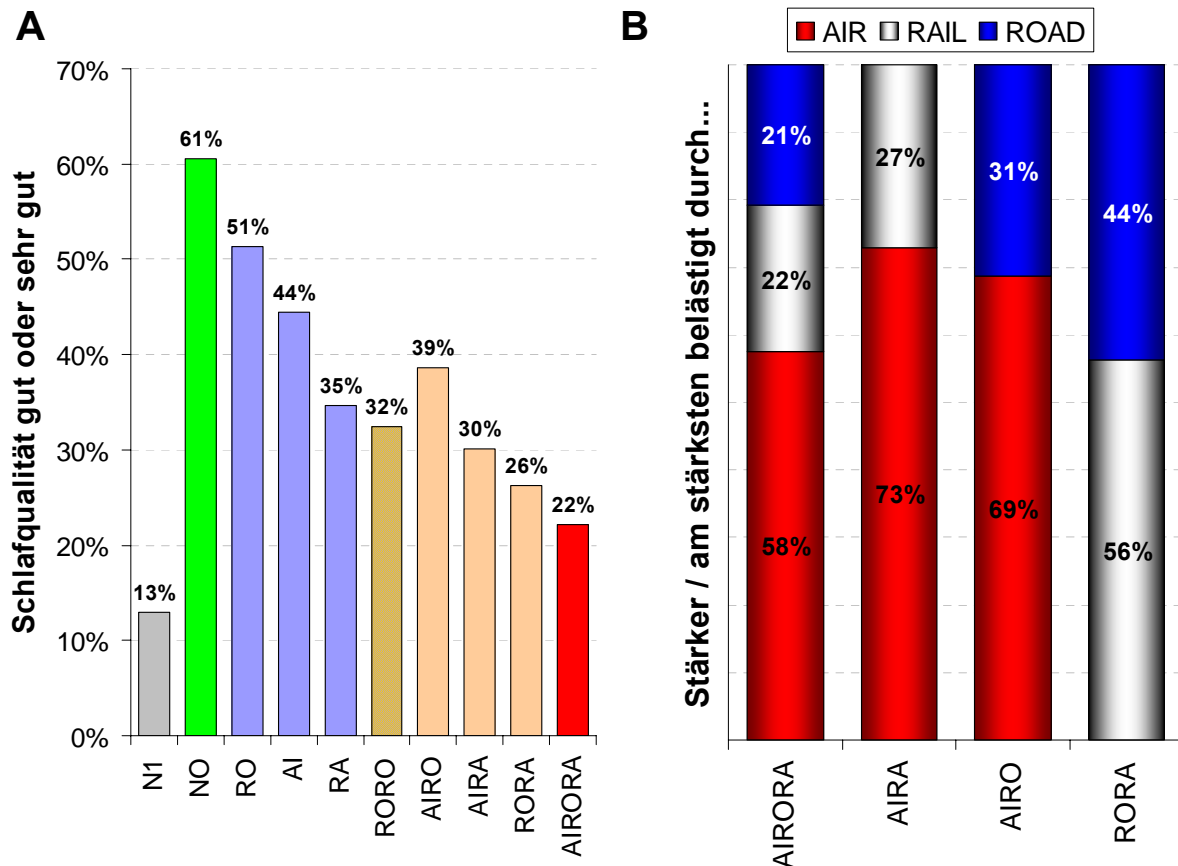


Abbildung 1: Ergebnisse der Fragebogenerhebungen zum Thema Schlafqualität (A) und Belästigung (B). N1 = Anpassungsnacht

In Abbildung 1 A ist in Abhängigkeit vom Verkehrsmuster der Anteil der Versuchspersonen dargestellt, die ihre Schlafqualität als gut oder sehr gut einschätzten. In der Anpassungsnacht (N1) schätzten nur 13% ihren Schlaf als gut oder sehr gut ein. In der lärmfreien Kontrollnacht waren es immerhin 61%. In den Einzelexpositions Nächten schnitt am schlechtesten der Schienenverkehr (RA, 35%) ab, gefolgt vom Flugverkehr (AI, 44%) und Straßenverkehr (RO, 51%). Die Straßenverkehrs-Doppel exposuresnacht RORO (32%) schnitt schlechter ab als alle Einzelexpositions Nächte, obwohl sie den gleichen $L_{AS,eq}$ hatte wie die Einzelexpositions Nächte AI und RA. Nur 22% der Versuchspersonen schätzten ihren Schlaf in der Dreifach exposuresnacht (AIRORA) gut oder sehr gut ein. Von den drei Verkehrsträgern schnitt hinsichtlich der subjektiven Einschätzung der Schlafqualität der Schienenverkehrslärm insgesamt am schlechtesten ab.

Die Versuchspersonen wurden befragt, welche Verkehrslärmarten sie in der Nacht wahrnahmen. Wenn sie Geräusche von zwei oder drei Verkehrslärmarten wahrgenommen hatten, wurden Sie gefragt, durch welche der Verkehrslärmarten sie sich stärker oder am stärksten beläs-

tigt fühlten (s. Abbildung 1 B). Die höchste Belästigung wurde offensichtlich durch Fluglärm hervorgerufen, während Schienenverkehrslärm nur geringfügig stärker belästigte als Straßenverkehrslärm.

2.3.2. Gedächtnis- und Leistungstest

Die mittlere Anzahl erinnerter Wortpaare im Gedächtnistest war in allen Expositions Nächten (Ausnahme: Einzelexpositionsnacht Schienenverkehr) im Vergleich zur lärmfreien Kontrollnacht reduziert, für den Straßenverkehr (RO [$p=0.002$] und RORO [$p=0.031$]) sogar statistisch signifikant.

Die morgens unmittelbar nach dem Aufstehen durchgeführten Leistungstests wurden durch den Verkehrslärm nur wenig beeinflusst. In den Einzelexpositions Nächten verlängerte sich die Reaktionszeit im Vergleich zur Kontrollnacht in der Einfachreaktionszeitaufgabe um 1.9 bis 6.6 ms (letztere für den Flugverkehr statistisch signifikant), sie verkürzte sich in der Wahlreaktionsaufgabe mit 4 Buchstaben nicht signifikant um 8.7 bis 9.5 ms. Signifikante Unterschiede zur Kontrollnacht waren in der Hand-Auge-Koordinationsaufgabe nicht auszumachen. Diese Ergebnisse sind kongruent mit den in der Laborstudie STRAIN gefundenen Ergebnissen.

2.3.3. Ausscheidungsraten von Cortisol und Noradrenalin

In der nächtlichen Ausscheidungsrate der Stresshormone Cortisol und Noradrenalin im nächtlichen Sammelurin fanden sich keinerlei statistisch signifikante Unterschiede zwischen Expositions-, Kontroll-, Anpassungs- und Erholungsnächten. Alle Werte bewegten sich im Normbereich.

2.3.4. Gesamtschlafparameter

Zunächst wurden die Daten von allen Lärmnächten gepoolt und mit der lärmfreien Kontrollnacht verglichen (s. Abb. 2A). Es zeigten sich für lärmbedingte Schlafstörungen typische Befunde: Zunahme von Wach und Schlafstadium S1, Abnahme von Tief- und Traumschlaf (REM) und Zunahme der Tiefschlaf- und REM-Latenzen. Der Anteil von Schlafstadium S2 war ebenso wie die Einschlaf latenz (SOL) unverändert. Tief- und Traumschlaf sind besonders wichtig für die regenerative Funktion des Schlafs. Wach und S1 tragen hingegen nicht bzw. kaum zur Regeneration bei. Sie sind zudem klassische Indikatoren für einen fragmentierten Schlaf.

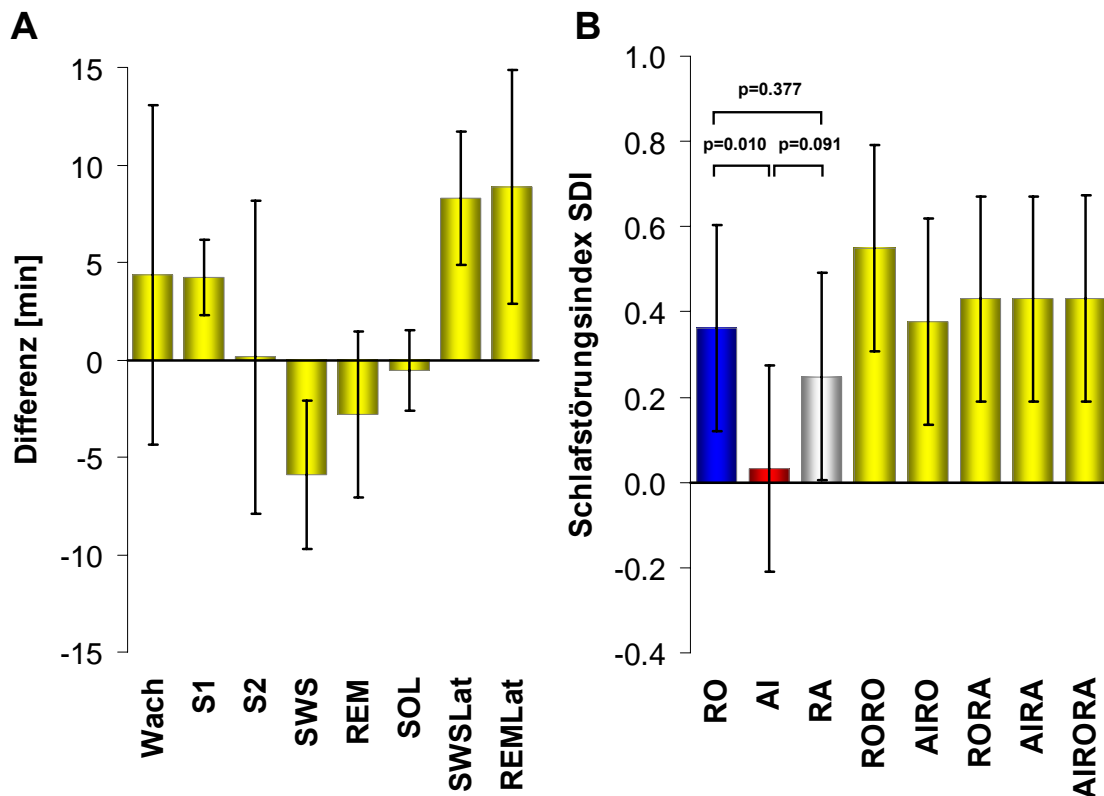
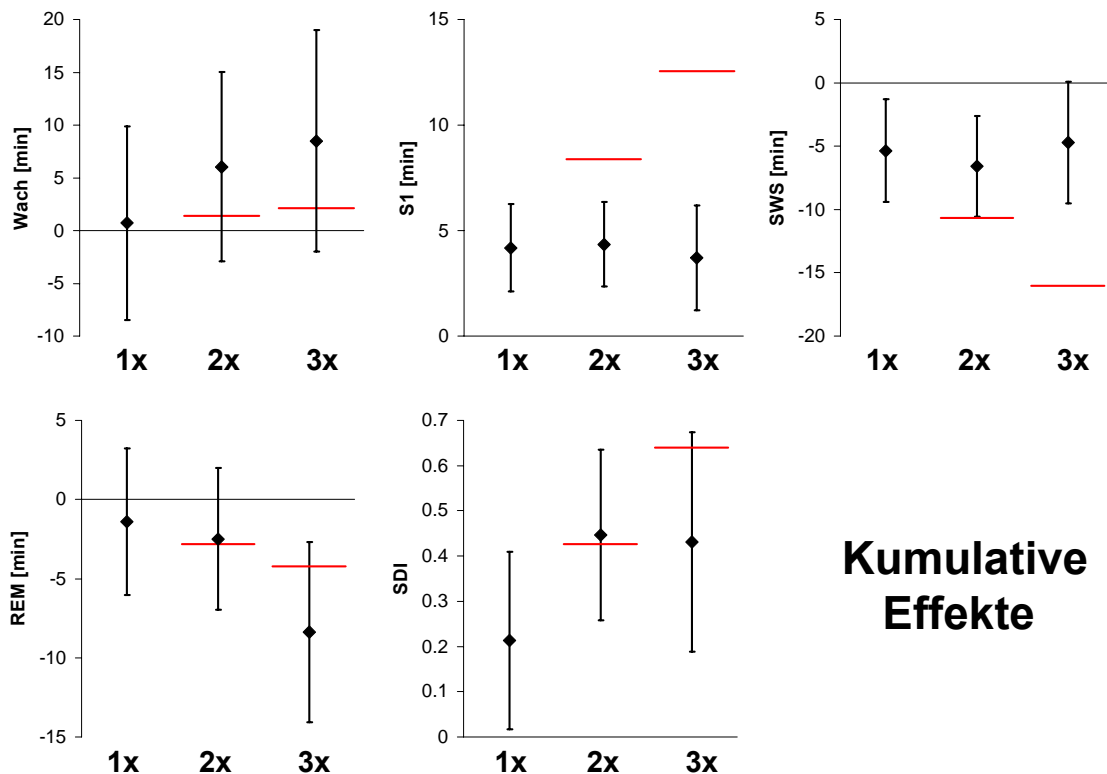


Abbildung 2: A Einfluss von Verkehrslärm (alle Lärmnächte gepoolt vs. lärmfreie Kontrollnacht) auf Gesamtschlafparameter \pm 95% Konfidenzintervall. Einfluss der verschiedenen Verkehrslärmuster auf den Schlafstörungsindex (SDI) \pm 95% Konfidenzintervall. Die Anteile der Schlafstadien Wach, S1, Tiefschlaf und REM, der Einschlaf- und der Tiefschlaf latenz und Aufwachreaktionen länger als 3 min gehen in die Berechnung des SDI (Griefahn et al. submitted) ein.

Der Schlafstörungsindex (SDI, s. Abb. 2B) fasst mehrere typische lärmbedingte Veränderungen der Schlafstruktur in einem Einzahlwert zusammen. Ein Wert von 0 bezeichnet normalen und ungestörten Schlaf einer jungen Kontrollgruppe. Ein höherer Wert bedeutet stärker gestörten Schlaf.

Alle Expositions-nächte gingen im Vergleich zur lärmfreien Kontrollnacht mit einem höheren SDI einher. Die SDIs waren in den Doppel- und Dreifachexpositions-nächten im Vergleich zu den Einfachexpositions-nächten höher. In den Einzelexpositions-nächten schnitt der Straßenverkehrslärm mit einem SDI von 0.36 im Vergleich zu Schienenverkehrslärm (0.25) und Fluglärm (0.03) am schlechtesten ab. Die SDIs von Straßenverkehrs- und Fluglärm unterschieden sich statistisch signifikant ($p=0.010$).



Kumulative Effekte

Abbildung 3: Kumulative Effekte von Verkehrslärm in Einzel- (1x), Doppel- (2x) und Dreifachexpositions Nächten (3x). Die waagerechten roten Striche markieren jeweils den Wert, den man aufgrund einer Verdoppelung oder Verdreifachung des Wertes der Einzelexpositionsnacht erwarten würde. SDI = Schlafstörungsindex (sleep disturbance index)

In Abb. 3 werden Schlafparameter in Einzel- (1x), Doppel- (2x) und Dreifachexpositions Nächten (3x) miteinander verglichen. Die waagerechten roten Striche markieren jeweils den Wert, den man aufgrund einer Verdoppelung oder Verdreifachung des Wertes der Einzelexpositionsnacht erwarten würde.

Überadditive Effekte zeigten sich für die Anteile von Wach und REM, unteradditive Effekte für den Tiefschlaf und das Schlafstadium S1. Fasst man die Veränderungen des Gesamtschlafs im SDI zusammen, ergeben sich additive (2x) bzw. unteradditive Effekte (3x).

2.3.5. Ereigniskorrelierte Auswertung

Die unten dargestellten Dosis-Wirkungsbeziehungen basieren auf 72 Versuchspersonen und 29663 Geräuschen. Tabelle 2 zeigt Ergebnisse eines multivariablen logistischen Regressionsmodells mit Zufallseffekt.

Tabelle 2: Regressionkoeffizienten und p-Werte eines multivariablen logistischen Regressionsmodells mit Zufallseffekt, in dem 29663 Geräusche aller drei Verkehrsträger einfließen.

Variable	Regressionskoeffizient	p-Wert
ROAD (vs. RAIL)	-0,0266	0.5130
AIR (vs. RAIL)	-0,3767	< 0,0001
Maximalpegel $L_{AS,max}$	0,0606	< 0,0001
Alter	0,0044	0,2625
Geschlecht männlich	0,2117	0,0488
Tiefschlaf	-0,7141	< 0,0001
REM-Schlaf	-0,2718	< 0,0001
verstrichene Schlafzeit	0,0007	< 0,0001
Studiennacht	-0,0119	0,0739

Positive Koeffizienten bedeuten, dass die Aufwachwahrscheinlichkeit mit Zunahme der Variablen steigt. Negative Koeffizienten bedeuten, dass die Aufwachwahrscheinlichkeit mit Zunahme der Variablen sinkt. Straßenverkehrslärm ging im Vergleich mit Schienenverkehrslärm mit geringeren Aufwachwahrscheinlichkeiten einher. Beide Verkehrsträger unterschieden sich jedoch nicht statistisch signifikant ($p=0,5130$). Fluglärm ging sowohl im Vergleich zu Schienenverkehrslärm ($p<0,0001$) als auch im Vergleich zu Straßenverkehrslärm ($p<0,0001$, nicht gezeigt) mit statistisch signifikant geringeren Aufwachwahrscheinlichkeiten einher. Die Aufwachwahrscheinlichkeit stieg mit zunehmendem Maximalpegel ($p<0,0001$), mit dem Alter ($p=0,2625$) und mit der verstrichenen Schlafzeit ($p<0,0001$) an. Im Vergleich zum oberflächlichen Schlafstadium S2 war die Aufwachwahrscheinlichkeit im REM-Schlaf ($p<0,0001$) und insbesondere im Tiefschlaf ($p<0,0001$) signifikant geringer. Männer wachten im Vergleich zu Frauen signifikant ($p=0,0488$) häufiger durch Verkehrsgeräusche auf. Die Aufwachwahrscheinlichkeit nahm im Verlauf der Studie, d.h. im Laufe der Studientage 2 bis 10, ab ($p=0,0739$). Dies kann durch Gewöhnungseffekte und/oder durch partiellen Schlafentzug aus vorangehenden Nächten erklärt werden.

Dosis-Wirkungsbeziehungen wurden getrennt für die drei Verkehrsträger mit multivariablen logistischen Regressionsmodellen mit Zufallseffekt berechnet. In Abbildung 4A bis 4C sind Punktschätzer (bunte Linien) und 95% Konfidenzintervalle (graue Linien) für Aufwachwahrscheinlichkeiten für die Verkehrsträger Flugverkehr (AIR), Straßenverkehr (ROAD) und Schienenverkehr (RAIL) dargestellt. Die Dosis-Wirkungsbeziehungen wurden jeweils für die Referenzkategorien Frau, Alter 40 Jahre, Schlafstadium S2, 6. Studiennacht und Mitte der Nacht berechnet. Die hier dargestellten Dosis-Wirkungsbeziehungen beruhen auf dem $L_{AS,max}$ (Zeitbewertung SLOW).

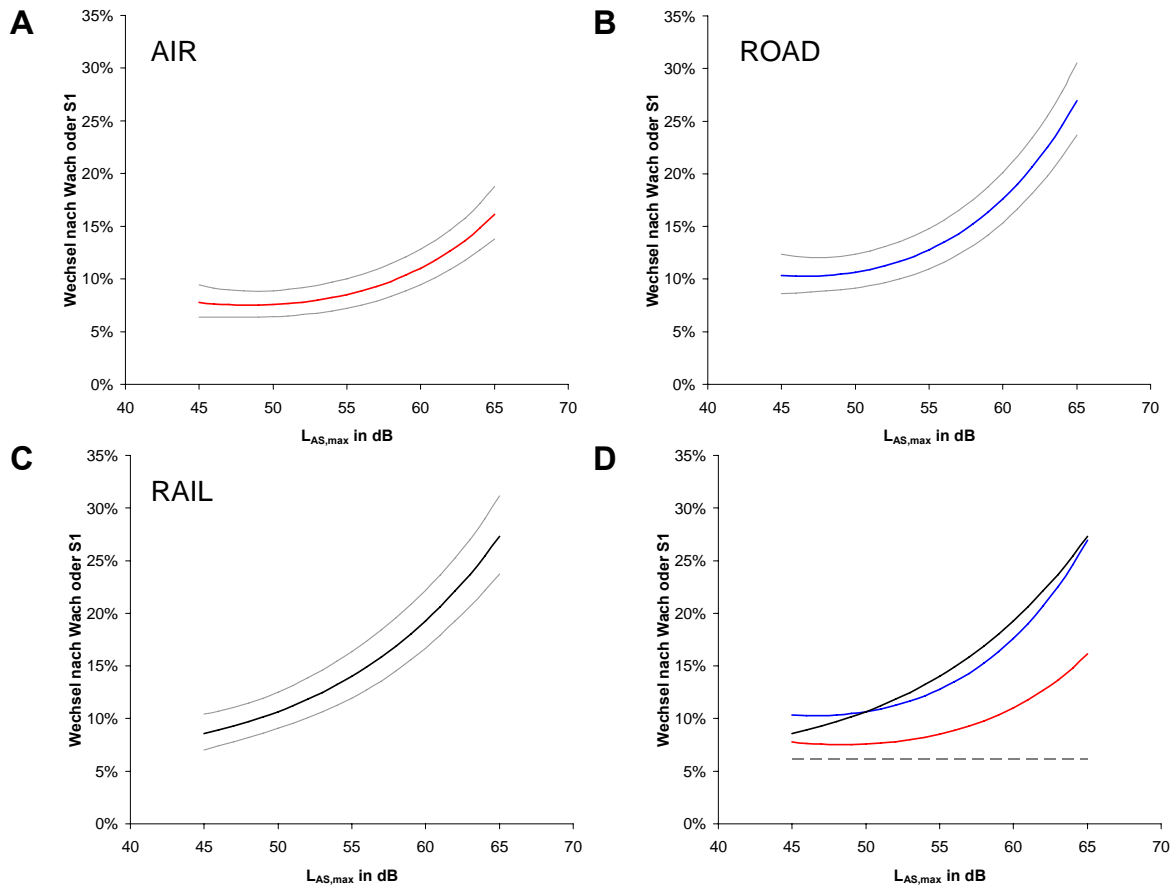


Abbildung 4: A-C Dosis-Wirkungsbeziehungen für Flug- (A), Straßen- (B), und Schienenverkehrslärm (C) in Abhängigkeit vom A,S-bewerteten Maximalpegel. Es sind jeweils Punktschätzer (bunte Linien) und 95% Konfidenzintervalle (graue Linien) dargestellt. Die Dosis-Wirkungsbeziehungen wurden jeweils für die Referenzkategorien Frau, Alter 40 Jahre, Schlafstadium S2, 6. Studiennacht und Mitte der Nacht berechnet.

In Abbildung 4D sind die Dosis-Wirkungsbeziehungen für alle drei Verkehrsträger gleichzeitig zusammen mit der spontanen Aufwachwahrscheinlichkeit in lärmfreien Kontrollnächten dargestellt.

Durch die Zeitbewertung SLOW kam es im Vergleich zur Zeitbewertung FAST zu einer stärkeren Dämpfung des Schallpegel-Signals, und damit auch zu geringeren Maximalpegeln. Die FAST bewerteten Maximalpegel lagen um bis zu 5 dB über den SLOW bewerteten Maximalpegeln. Die Differenzen FAST minus SLOW sanken in der Reihenfolge Fluglärm, Straßenverkehrslärm und Schienenverkehrslärm. Schon aus dieser Tatsache ergibt sich, dass die zwischen Fluglärm auf der einen und Schienen- und Straßenverkehrslärm auf der anderen Seite beobachteten Unterschiede in der Aufwachwahrscheinlichkeit bei Zugrundelegung des $L_{AF,max}$ eher noch größer werden müssen, da beim Fluglärm die gleiche Wirkung erst bei höheren Maximalpegeln (im Vergleich zum $L_{AS,max}$) beobachtet wird. Die entsprechenden Dosis-Wirkungsmodelle bestätigen diese Hypothese: Nach wie vor gehen Schienen- und Straßenverkehrslärm im Vergleich zu Fluglärm mit höheren Aufwachwahrscheinlichkeit einher. Schienen- und Straßenverkehrslärm unterscheiden sich auch bei Zugrundelegung des $L_{AF,max}$ nicht signifikant ($p=0.296$).

2.4. Diskussion

In der Studie AIRORA wurden die drei Verkehrslärmarten Straßen-, Schienen- und Fluglärm systematisch auf Unterschiede in ihrer Wirkung auf den Menschen untersucht. Mit einem balancierten Studiendesign wurde versucht, möglichst gleiche Bedingungen für alle Verkehrsträger zu schaffen, um einen unverzerrten Vergleich zu ermöglichen.

Es wurden verschiedene Wirkungsdimensionen erfasst. Neben der polysomnographischen Messung des Schlafs wurde das subjektive Befinden und die Belästigung der Versuchspersonen erfragt, die Leistung mit computergestützten Tests ermittelt, ein Einfluss von Verkehrslärm auf die Gedächtniskonsolidierung untersucht, und die Ausscheidung der Stresshormone Cortisol und Noradrenalin im nächtlichen Sammelurin bestimmt.

Die Ergebnisse zeigten, dass sich das Störpotenzial der drei Verkehrsträger in Abhängigkeit von der Wirkungsdimension unterschied. Die Schlafqualität wurde nach Nächten mit Schienenverkehrslärm am schlechtesten eingeschätzt. Dieses Ergebnis stimmt mit den Ergebnissen der ereigniskorrelierten Auswertung überein, wo der Schienenverkehrslärm mit den höchsten Aufwachwahrscheinlichkeiten einherging (s.u.).

Bezüglich der Belästigung durch Verkehrslärm schnitt hingegen der Fluglärm am schlechtesten ab. Eine mögliche Ursache könnte in der relativ langen Geräuscdauer der in der Studie verwendeten Fluggeräusche im Vergleich zu den Straßen- und Schienenverkehrsgeräuschen begründet sein. Die Geräuscdauer stieg vom Straßenverkehrslärm (Dauer 9 bis 38 s) über den Schienenverkehrslärm (Dauer 14 bis 46 s) bis zum Fluglärm (Dauer 37 bis 110 s) an. Im Schlaf ist der Mensch sich selbst und seiner Umgebung nicht bewusst. Nur Geräusche, die in längeren Wachphasen, in denen der Mensch das Wachbewusstsein wiedererlangt, auftreten, können somit wahrgenommen werden und zu Belästigungen führen. Bei Schienen- und Straßenverkehrslärm war es vermutlich häufig so, dass selbst bei längeren Weckreaktionen das Geräusch zum Zeitpunkt der Rückkehr des Wachbewusstseins schon wieder abgeklungen war, so dass diese Geräusche seltener bewusst wahrgenommen wurden.

Auch in den Leistungstests führte Fluglärm zu einer tendenziell stärkeren Verschlechterung der Leistung, wobei die Effekte insgesamt moderat waren. Die Gedächtniskonsolidierung wurde hingegen am stärksten durch den Straßenverkehrslärm beeinflusst. Bezüglich der Ausscheidung der Stresshormone Cortisol und Noradrenalin im nächtlichen Sammelurin ergaben sich keinerlei Abhängigkeiten zum nächtlichen Lärmgeschehen. Diese Ergebnisse bestätigen die Ergebnisse der Labor- und Feldstudien STRAIN. Auch dort wurden keinerlei signifikante Einflüsse von Fluglärm auf die Ausscheidungsraten von Cortisol, Noradrenalin und Adrenalin gefunden. Die Methode scheint zu wenig sensitiv, um die zweifelsohne mit Aufwachreaktionen assoziierten kurzfristigen Ausscheidungen der Stresshormone abzubilden. Dennoch handelt es sich hier um wichtige Ergebnisse, die in der Vergangenheit durchgeführte Studien, in denen erhöhte Stresshormonausscheidungen an deutlich kleineren Probandenkollektiven gefunden wurden, relativieren [3].

Bezüglich der Gesamtschlafparameter führte Verkehrslärm zu typischen lärmbedingten Veränderungen der Schlafstruktur [7]: Zunahme von Wach und Schlafstadium S1, Abnahme von Tief- und Traumschlaf (REM) und Zunahme der Tiefschlaf- und REM-Latenzen. Der Anteil von Schlafstadium S2 war ebenso wie die Einschlaflatenz (SOL) unverändert.

Für die Bewertung von Verkehrslärmwirkungen bei gleichzeitigem Einwirken mehrerer Verkehrslärmarten ist von entscheidender Bedeutung, ob die Wirkungen additiv, unteradditiv, oder überadditiv sind. Im ersten und einfachsten Fall könnte man die Wirkungen der drei Verkehrsträger einfach addieren. Die Analysen zeigten jedoch, dass die Wirkung stark vom Schlafparameter selbst abhängt. Überadditive Wirkungen zeigten sich für Stadium Wach und REM, wohingegen die Wirkungen für das Schlafstadium S1 und den Tiefschlaf unteradditiv waren. Die überadditive Wirkung auf Wachanteil und REM-Schlaf lässt sich evtl. dadurch erklären, dass der REM-Schlaf v.a. in der zweiten Nachthälfte stattfindet. Hier hat eine weitgehende Entmü-

derung stattgefunden. Der Schläfer wird leichter aus dem Schlaf erweckt und findet später in ihn wieder zurück (Wiedereinschlafen), insbesondere bei kurzer zeitlicher Abfolge (2x, 3x) der Verkehrsgeräusche.

Multivariable logistische Regressionsmodelle mit Zufallseffekt zeigten, dass Straßen- und Schienenverkehrslärm mit signifikant höheren Aufwachwahrscheinlichkeiten einhergingen als Fluglärm, sich selbst jedoch nicht signifikant voneinander unterschieden. Weitere Analysen werden zeigen müssen, welche anderen (psycho)akustischen Faktoren, neben dem Maximalpegel, für das Aufwachverhalten eine entscheidende Rolle spielen. Mit Kenntnis dieser Faktoren könnte die Prognose von Verkehrslärmwirkungen und damit der Schutz der Bevölkerung vor negativen Lärmwirkungen verbessert werden.

Einige Einschränkungen sind bei der Interpretation der Studienergebnisse zu berücksichtigen: Die ökologische Validität dieser Laborstudie ist gering, und die Repräsentativität von 40 Geräuschen pro Verkehrsträger ist naturgemäß eingeschränkt. Weitere Untersuchungen im Feld sind nötig, um die gefundenen Wirkungsunterschiede zwischen den Verkehrsträgern zu validieren.

2.5. Schrifttum:

- [1] Basner M, Buess H, Elmenhorst D, Gerlich A, Luks N, Maaß H, Mawet L, Müller EW, Müller U, Plath G, Quehl J, Samel A, Schulze M, Vejvoda M, Wenzel J (2004) Nachtfluglärmwirkungen (Band 1): Zusammenfassung. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), Köln, FB2004-07/D, ISSN 1434-8454
- [2] Bonnet MH (1986) Performance and sleepiness following moderate sleep disruption and slow wave sleep deprivation. *Physiol.Behav.* 37(6): 915-918
- [3] Maaß H, Basner M (2006) Effects of nocturnal aircraft noise (Volume 3): Stress hormones. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Köln, FB 2004-09/E
- [4] Miedema HM (2004) Relationship between exposure to multiple noise sources and noise annoyance. *J.Acoust.Soc.Am.* 116(2): 949-957
- [5] Miedema HM, Vos H (2007) Associations between self-reported sleep disturbance and environmental noise based on reanalyses of pooled data from 24 studies. *Behav.Sleep Med.* 5(1): 1-20
- [6] Rechtschaffen A, Kales A, Berger RJ, Dement WC, Jacobsen A, Johnson LC, Jouvett M, Monroe LJ, Oswald I, Roffwarg HP, Roth B, Walter RD (1968) A Manual of Standardized Terminology, Techniques and Scoring System for Sleep Stages of Human Subjects. Public Health Service, U.S. Government, Printing Office, Washington, D.C.
- [7] Samel A, Basner M (2005) Extrinsische Schlafstörungen und Lärmwirkungen. *Somnologie* 9(2): 58-67
- [8] Stickgold R (2005) Sleep-dependent memory consolidation. *Nature* 437(7063): 1272-1278

3. Lärminderung an der Quelle - Minderung des Triebwerkslärm

3.1. Validierung des Modellfans

3.1.1. Einleitung:

Bei heute im Einsatz befindlichen Triebwerken erreicht das so genannte Nebenstromverhältnis, d.h. das Verhältnis von Sekundär- zum Primärmassestrom, Werte von etwa 5 (z.B. CFM 56-7, Boeing 737-900) bis maximal 9 (z.B. GE 90, Boeing 777). Durch eine weitere Steigerung dieses grundlegenden Triebwerksparameters kann sowohl der Brennstoffverbrauch als auch eine Verringerung des Breitbandlärms, das sich durch leiseres Rauschen bemerkbar macht, verringert werden.

Bei einem hohen Bypassverhältnis kann die notwendige Drehzahl des Rotors und damit das Machzahlniveau im gesamten Strömungsgebiet gesenkt werden, womit die Intensität der Wechselwirkung von rotierenden und stehenden Bauteilen des Triebwerks abnimmt. Dies führt zu einer Verringerung des tonalen Lärmanteiles. Besonders beim Start und anschließendem Steigflug in geringer Flughöhe wird eine bestimmte Drehzahlgrenze unterschritten und damit die Zuströmmachzahl an der Rotorblattspitze auf einen Wert von max. $Ma = 1.05$ begrenzt und so der als besonders störend empfundene so genannte Sägezähnlärm vollständig eliminiert.

3.1.2. Auslegung einer Fanstufe:

Den Strömungsverhältnissen in der Fanstufe beim maximalen Steigflug musste im Auslegungsprozess die größte Aufmerksamkeit gewidmet werden. Um das hohe anvisierte Nebenstromverhältnis zu erreichen, musste der spezifische Massenstrom, um 10 % gegenüber heute üblichen Werten, auf 220 kg/s/m^2 gesteigert werden. Damit erreicht die meridionale Machzahl an der Vorderkante der Fanschaufel Werte von fast 0.8 (Fig. 1).

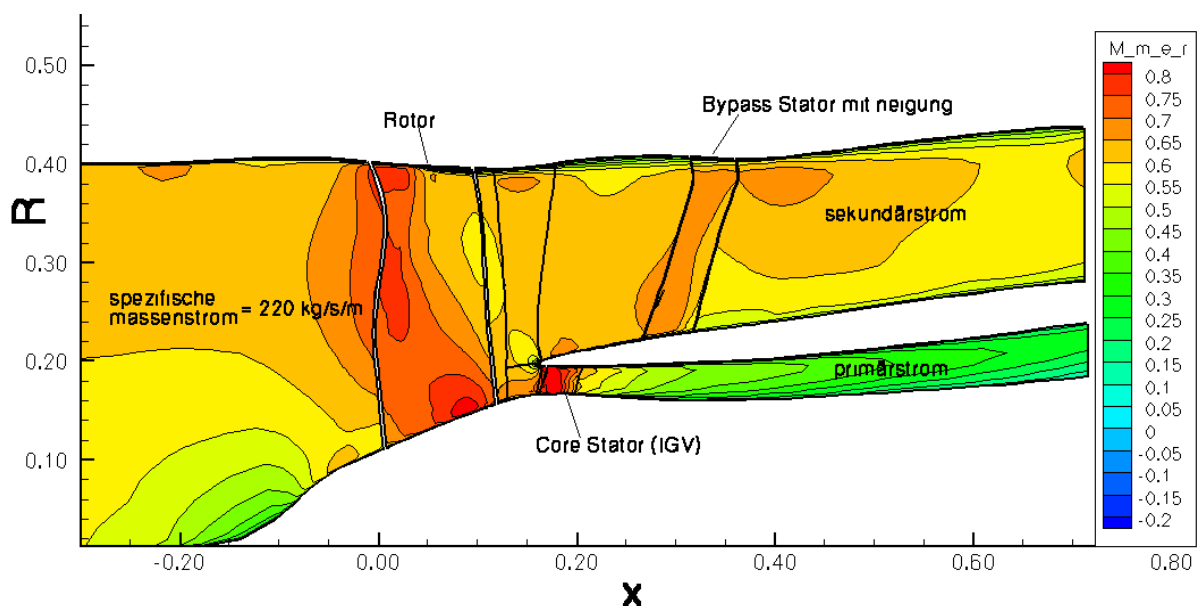


Abbildung 1: meridionaler Schnitt durch die Fanstufe mit den Positionen der Schaufel sowie eine Falschfarbendarstellung der meridionalen Machzahl für den max. Steigflug.

Nach einem groben ersten Entwurf musste sehr schnell ein 3D-Strömungsberechnungsverfahren eingesetzt werden, um das Auslegungsziel in Massenstrom und Druckverhältnis bei einem guten Wirkungsgrad zu erreichen.

Weitere Betriebspunkte, für die vordefinierte Auslegungsziele erreicht werden mussten, sind:

- maximaler Wirkungsgrad bei Bucket-Cruise
- Unterschallzuströmung an den Rotorblattspitzen bei Take Off.

Eine dominante Lärmquelle des Fans ist die Interaktion zwischen den Rotorscheaufeln und den stromab liegenden Statoren. Um ein Cut-Off-Design zu erreichen, welches die Anzahl der durch die Interaktionen angeregten ausbreitungsfähigen Moden minimiert, wurden für den Rotor 22 und für den Stator im Bypasskanal 68 Schaufeln gewählt. Entsprechend der Theorie von Tylor und Sofrin [2] ergibt sich damit die folgende Übersicht der akustisch relevanten Interaktionsmoden zwischen beiden Schaufelreihen:

	k=-2	k=-1	k=0	k=1	k=2
1 BPF	-114	-46	22	90	158
2 BPF	-92	-24	44	112	180
3 BPF	-70	-2	66	134	202

Bei der 1. Blattfolgefrequenz (BPF) sind keine Interaktionsmoden ausbreitungsfähig. Bei der 2. BPF ist die Mode $m=-24$ (in der Tabelle rot markiert) ausbreitungsfähig. Die ausbreitungsfähige Mode $m=-2$ bei der 3. BPF hat wahrscheinlich im Vergleich zur Grundfrequenz eine relativ kleine Amplitude.

Die in Abb. 1 erkennbare Neigung der Statoren beeinflusst ebenfalls die Interaktion und ist Ergebnis der Auslegungsoptimierung. Am Schaufelfuß hilft diese Neigungsrichtung die Ecken-grenzschicht zwischen der Nabe und der Schaufelaußseite zu reduzieren und Ablösung zu vermeiden. Am Gehäuse musste die Randzone der Statorschaufel – wie in Abb. 1 erkennbar – korrigiert werden, um auch hier eine fast ablösefreie Strömung zu realisieren.

Die Formgebung der Schaufeln ist ein iterativer Prozess zwischen den Fachdisziplinen Aerodynamik und Festigkeitsmechanik. Die festigkeitsmechanische Auslegung lag in der Verantwortung des EU-Projektpartners COMOTI (Rumänien). Hier waren etwa 10 komplette Iterationen notwendig.

Die Fanstufe wurde entsprechend dem Projektplan im Maßstab 1:3 konstruiert, gebaut und auf dem RACE-Prüfstand der französischen Forschungseinrichtung CERp bei Paris experimentell untersucht.

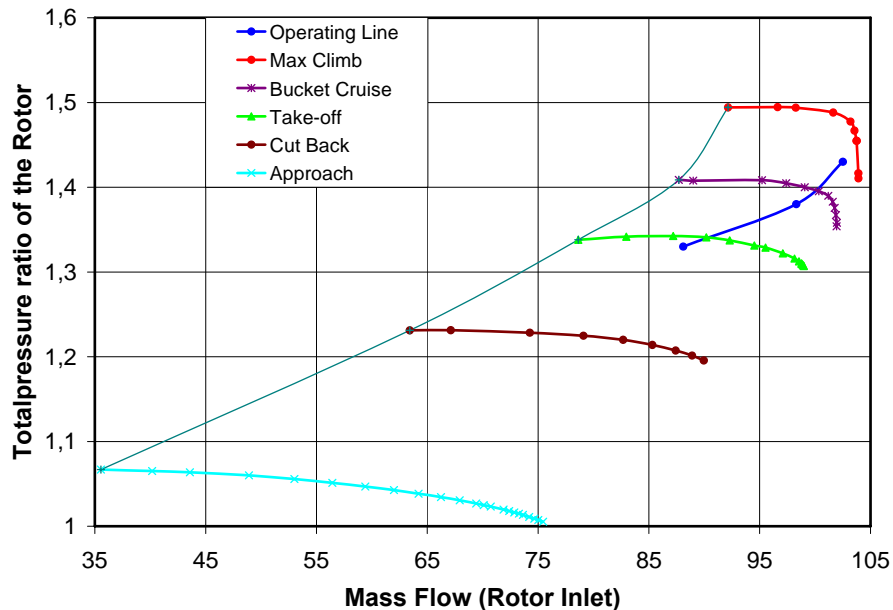


Abbildung 2: Berechnetes Kennfeld des Fanrotors

3.1.3. Experimentelle Untersuchung:

Die Tests an dem UHBR-Fan wurden in Zusammenarbeit mit Snecma im CEPr (Saclay-Frankreich) im Rahmen des EU-Projekts SILENCE(R) durchgeführt. Zur Messung des Schallfeldes im Einlauf wurde ein vom DLR entwickelten Drehkanal eingesetzt (siehe Abb. 3), in den 60 Hochqualitätsmikrofone wandbündig eingebaut wurden. Diese Messtechnik ermöglicht die Zerlegung des Schallfeldes in azimuthale und radiale Moden, welche wiederum zur Bestimmung der abgestrahlten Schalleistung dient.

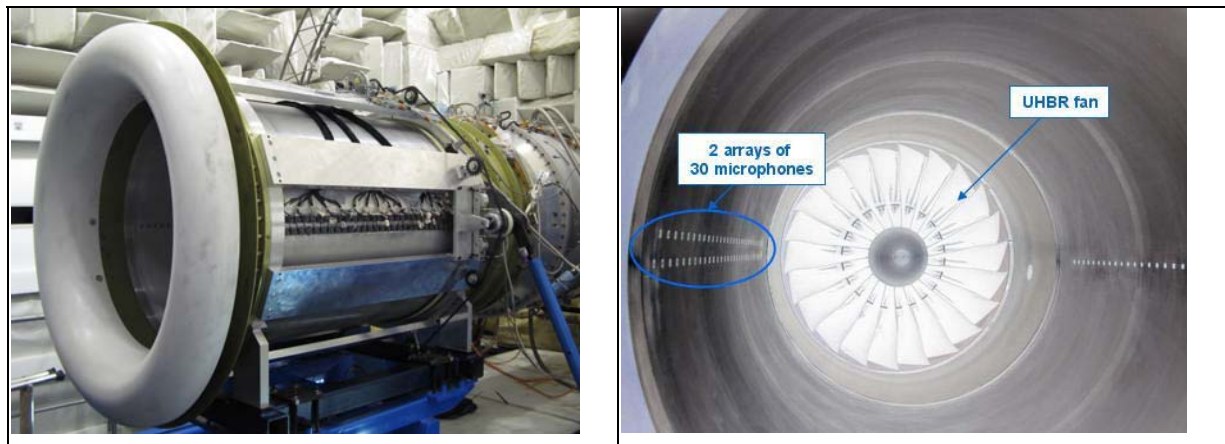


Abbildung 3: Drehbarer Rohrsegment zur akustischen Modenanalyse

Die grundsätzlichen Eigenschaften des erzeugten Schallfeldes sind in Abb. 4 zu sehen. Bei den untersuchten Fandrehzahlen ist die Blattspitzengeschwindigkeit subsonisch und somit sind die Harmonischen der Blattfolgefrequenz (BPF) die dominanten Töne. Außerdem weist der Breitbandlärm ein Maximum bei etwa der 2-BPF auf. In Abb. 5 ist der Verlauf der tonalen Gesamtschalleistung über der Fandrehzahl bei unterschiedlichen Arbeitslinien dargestellt. Es stellt sich beim diesen Tests heraus, dass die tonale Schalleistung mit der Potenz 4.25 der Fandrehzahl steigt.

$$P_{\text{tonal}} \propto \text{fan speed}^{4.25}$$

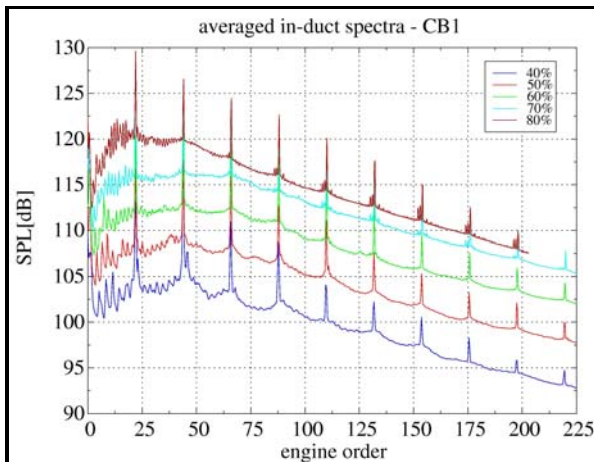


Abbildung 4: Spektrum des Schalldruckpegels bei unterschiedl. Fandrehzahlen

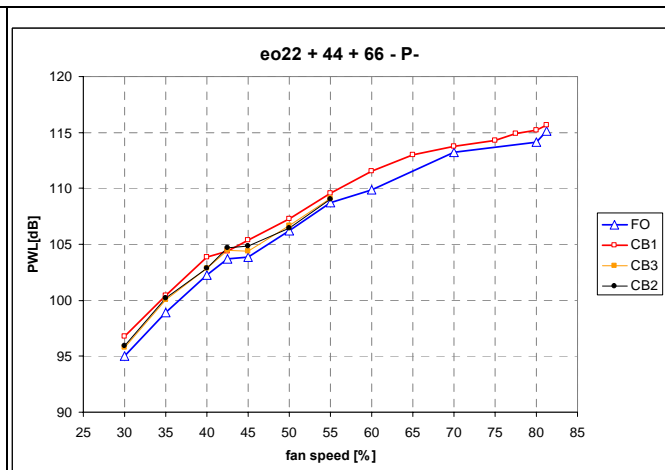


Abbildung 5: Änderung der tonalen Gesamtschalleistung über der Fandrehzahl

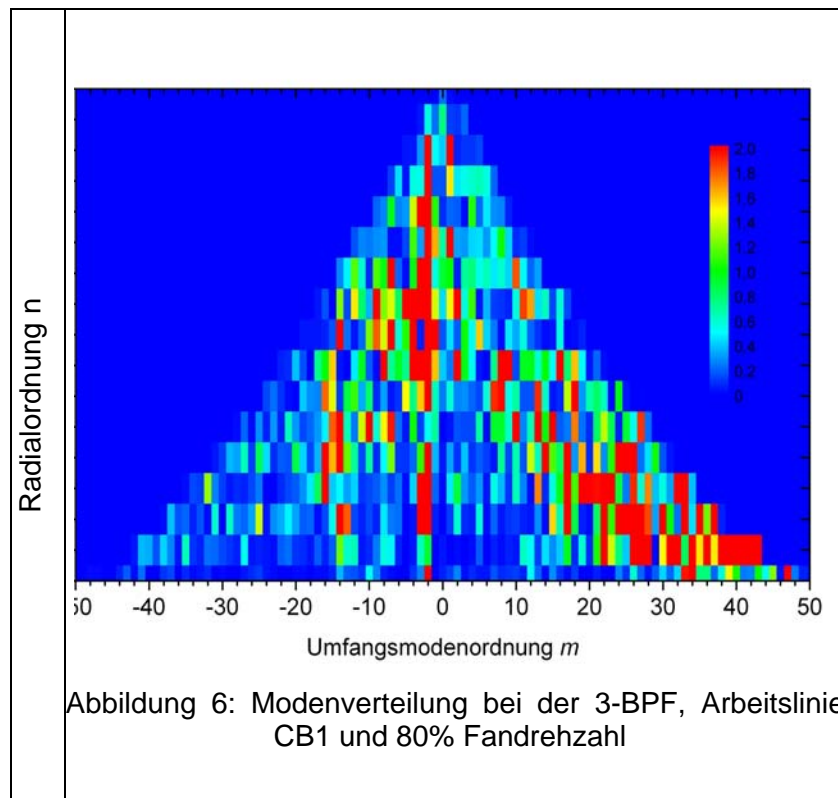
Eine verfeinerte Beschreibung des Schallfeldes wurde zudem ausgeführt, indem die Verteilung der Schalleistung in azimuthale und radiale Moden bei den relevanten Frequenzen bestimmt wurde. Abb. 6 verdeutlicht die stark ungleichmäßige Verteilung der Moden: die dominanten Moden sind rot gefärbt und sind besonders im Bereich von hohen Azimtalmodenordnungen bei niedrigen Radialmodenordnungen konzentriert. Diese Disssymmetrie verschärft sich mit steigender Fandrehzahl und weist auf einen Effekt des drehenden Rotors auf die Schalltransmission hin.

Die Berechnung der Gesamtschalleistung für Breitbandlärm (Leistung integriert über dem Frequenzbereich $0.3 \times \text{BPF} < f < 6.4 \times \text{BPF}$) wurde beim Betriebspunkt CB1 mit 30% Fandrehzahl durchgeführt. Der Breitbandanteil erweist sich als 11 dB lauter als der Tonalanteil.

CB1 – 30% fan speed	Breitband: $P_{\text{BBN}} = 108 \text{ dB}$	Tonal: $P_{\text{tonal}} = 97 \text{ dB}$
---------------------	--	---

Nach Abschluss der Auslegungsiterationen, der Fertigung sowie der experimentellen Untersuchung des Rotors wurden hochgenaue Simulationen zur Modellierung der instationären Strömung und der Interaktion zwischen dem Rotor und dem Bypass-Stator durchgeführt, um mit diesem Ergebnis den in den Bypasskanal abgestrahlten tonalen Lärmanteil abschätzen zu können.

Bei einer erfolgreichen Realisierung des Entwicklungszieles könnte eine langsamdrehende UHBR-Fanstufe Teil eines neuen Flugtriebwerkes der nächsten Generation (z.B. der Antrieb für den Nachfolger des Airbus A320) sein. Eine weitere Option kann der Antrieb des langsam laufenden Fans durch eine schnell laufende Niederdruckturbinen mit deutlich reduzierter Stufenzahl mittels eines Untersetzungsgetriebe sein, um eine deutliche Senkung des Gewichtes bei gleichzeitig steigendem Turbinenwirkungsgrad zu erzielen.



3.2. Schallemission vom Triebwerkseinlauf

Es wurde die Schallabstrahlung eines Rohres und die eines Triebwerkseinlaufs, jeweils unter dem Einfluss einer mittleren Strömung und ohne mittlere Strömung numerisch untersucht. Sowohl für die Schallabstrahlung aus einem realistischen Triebwerkseinlauf als auch für die Schallabstrahlung unter dem Einfluss einer gradientenbehafteten mittleren Strömung existiert im allgemeinen keine analytische Lösung für die Richtcharakteristik im Freifeld, weder für das Nah- noch für das Fernfeld. Die Schallabstrahlung wurde mit einem von der TU Berlin in der Arbeitsgruppe von Prof. Thiele entwickelten CAA-Verfahren numerisch berechnet. Das Verfahren wurde mit der analytischen Lösung für die Richtcharakteristik im Fernfeld des halbunendlich langen Rohres validiert (Homicz & Lordi). Die numerischen Ergebnisse weisen eine sehr gute Übereinstimmung mit der exakten Lösung auf.

Es wurden drei verschiedene Konfigurationen untersucht. Ein gerades Rohrende ohne mittlere Strömung, der Triebwerkseinlauf ohne mittlere Strömung und der Triebwerkseinlauf mit mittlerer Strömung. Es wurde unter anderem die Schallabstrahlung der Moden (13,0), (13,1), (13,2), (13,3), (13,4) und (13,5) bei einer Helmholtz-Zahl, $kR=40$, berechnet.

Der Einfluss der Geometrie wie auch der mittleren Strömung auf die Richtcharakteristik ist in seiner Tendenz nicht einheitlich über der Menge der berechneten Moden. Bei kleinen radialen Modenzahlen wird die Position der Keulen leicht von der Achse weg verlagert. Bei höheren radialen Modenzahlen wird die Schallenergie deutlich zur Achse verlagert. Bei allen Radialmoden hat sich die Anzahl der Nebenkeulen verringert, was auf die verringerte Streuung aufgrund der Form des Einlauftrichters zurückzuführen ist. Der Einfluss der inhomogenen mittleren Strömung auf die Richtcharakteristik ist ähnlich uneinheitlich und hängt von der radialen Modenordnung, respektive der Verteilung der transportierten Schallenergie über den Radius, ab.

Insgesamt sind die Einflüsse der Geometrie und der gradientenbehafteten mittleren Strömung auf die Schallabstrahlung erheblich. Abb. 7 zeigt einen zweidimensionalen Schnitt durch das 3D-Rechengebiet. Aufgetragen ist der mittels CAA-Code berechnete normierte Schalldruck ei-

ner abgestrahlten (13,0)-Mode ohne Strömungsüberlagerung. Im Fernfeld erkennt man eine sehr komplizierte Richtcharakteristik mit dem Maximum der Schallabstrahlung bei etwa 30°. Die analytische Lösung von Homicz & Lordi entspricht der CAA ohne Strömungsüberlagerung nahezu, ist aber nicht zur Beschreibung der Richtcharakteristik der Schallabstrahlung eines Triebwerkseinlaufs mit mittlerer Strömung geeignet. Die Geometrievariation beeinflusst die Position der Hauptkeule nur um wenige Grad. Die Verschiebung der Position der Hauptkeule durch die Gradienten der mittleren Strömung ist allerdings sehr viel stärker, wie man in der Abb. 8 gut erkennen kann, wo die numerisch berechnete Abstrahlung der Mode (13,0) unter den gleichen Randbedingungen wie in Abb. 7 mit einer überlagerten Grundströmung von $Ma=0,432$ in x-Richtung aufgetragen wurde.

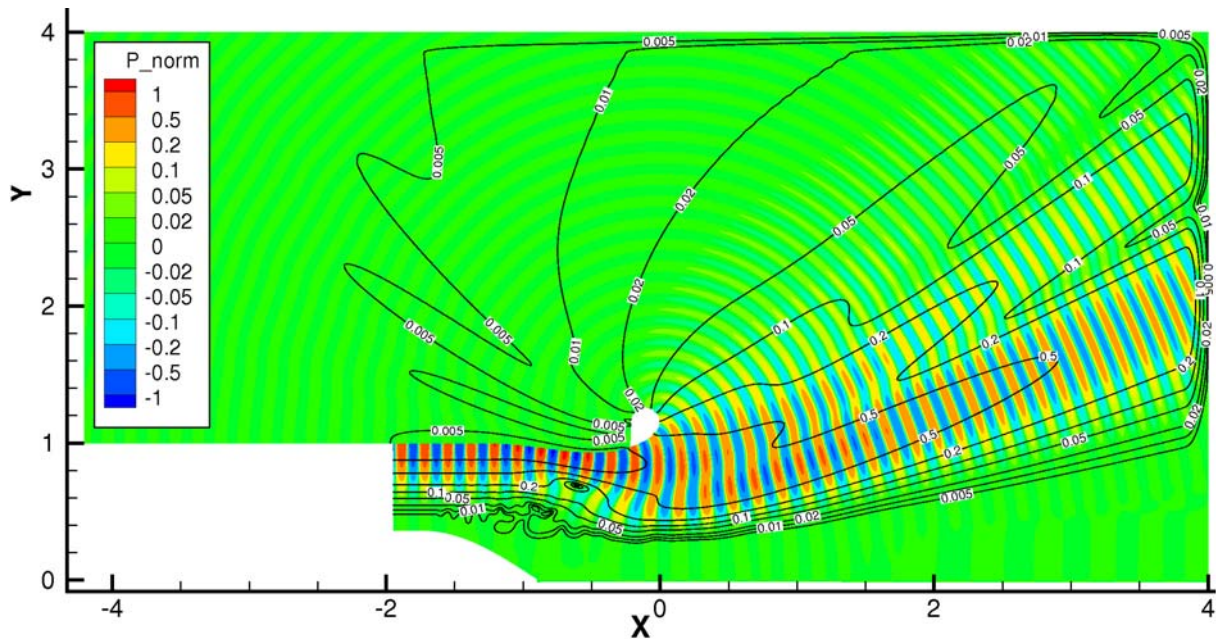


Abbildung 7: Zweidimensionaler Schnitt durch das 3D-Rechengebiet des Triebwerkseinlaufs. Aufgetragen ist der mittels CAA-Code berechnete normierte Schalldruck einer abgestrahlten (13,0)-Mode ohne Strömungsüberlagerung.

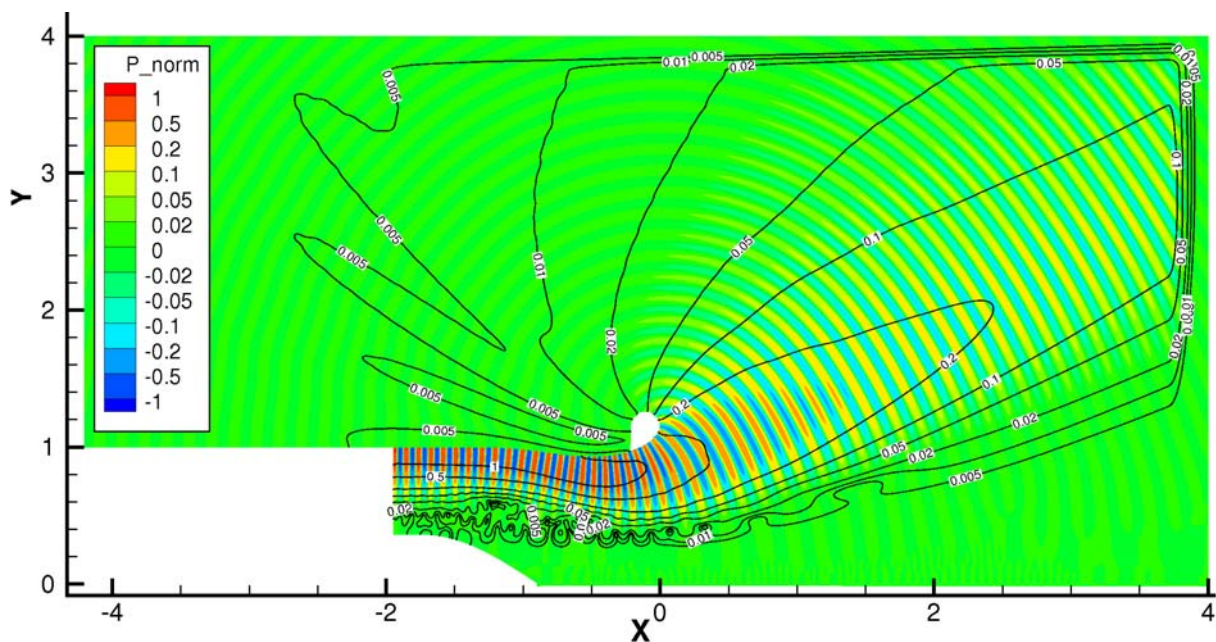


Abbildung 8: Zweidimensionaler Schnitt durch das 3D-Rechengebiet des Triebwerkseinlaufs. Aufgetragen ist der mittels CAA-Code berechnete normierte Schalldruck einer abgestrahlten (13,0)-Mode mit Strömungsüberlagerung in x-Richtung von $M=0,432$.

Bei allen untersuchten Moden lag die gefundene Verschiebung der Hauptabstrahlrichtung im zweistelligen Gradbereich. Will man nun aus außerhalb des Triebwerks aufgenommenen Daten die Amplituden einzelner Moden im Triebwerkseinlauf berechnen, d.h. ein inverses Problem lösen, so würde, falls als Übertragungsfunktion die analytische Lösung verwendet wird, eine nicht abschätzbare Fehlerquelle in die Berechnung eingeführt werden.

Für allgemeingültige Aussagen über den Einfluss der Geometrie und der Strömung auf die Schallabstrahlung müsste das Cut-Off Ratio der Moden unabhängig von der radialen Modenzahl variiert werden und ein weiterer Variationsbereich der Helmholtz-Zahl wie auch der azimuthalen Modenordnung untersucht werden. Weiterhin sollte der Einfluss des Einlauftrichters, der Einlaufverengung und des Spinners auf das Schallfeld getrennt voneinander untersucht werden.

3.3. Leiser Stator

Die Rotor-Stator Wechselwirkungsgeräusche eines Fans werden von den instationären Drücken auf den Stator-Oberflächen hervorgerufen. Diese Druckschwankungen lassen sich möglicherweise durch akustisch weiche Vorderkanten an den Statorschaufeln verringern. Da sich durchströmte Lochbleche als sehr effektiv erwiesen haben, um Schallwellen zu dämpfen, sollte dieses Konzept im Arbeitspaket 2.3 angewendet werden, um das Potential zur Minderung der örtlichen Druckschwankungen auf den Statorschaufeln experimentell zu ermitteln. Dabei wurde die Gelegenheit zur Durchführung von Experimenten in einem akustischen Windkanal der École Centrale de Lyon (ECL) genutzt.

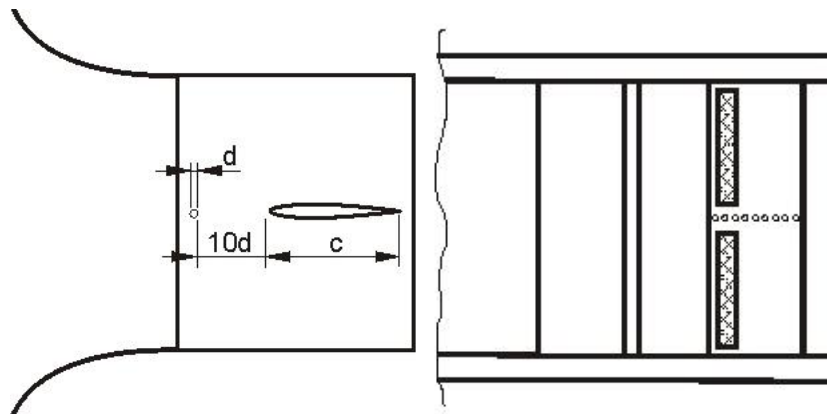


Abbildung 9: Versuchsaufbau im akustischen Windkanal, links: Draufsicht mit dem Zylinder und dem Tragflügelprofil im Schnitt, rechts: Seitenansicht mit den perforierten Paneelen in Bereich der Profilverkante

Zur experimentellen Voruntersuchung wurde ein neuartiges Profil mit durchströmter poröser Stator-Flügel Nase gebaut. Mit Hilfe eines Gebläses konnte sowohl eine Absaugung der Grenzschicht in das Profil als auch ein Ausblasen erreicht werden.

Abb. 9 zeigt den Versuchsaufbau im Windkanal. Dort war das Statorprofil stromab eines Zylinders montiert. Die am Zylinder ablösende Kármánsche Wirbelstraße trifft auf das Profil, wo durch Interaktion der instationären Druckschwankungen mit der Wand das Geräusch verstärkt wird. Im Frequenzspektrum dominiert der Ton bei der Frequenz, die einer Strouhalzahl von 0.19 entspricht.

Die Ergebnisse der Messungen (siehe Abb. 10) zeigen, dass für den Fall der Ausblasung der Schalldruckpegel der Pegel des Tons der Wirbelstraße stark reduziert wird, gleichzeitig aber das tieffrequente Ausblasgeräusch auftritt. Die aus der Profilvorderkante austretende Strömung isoliert den Tragflügel von der Wirbelstraße und verringert so die auf die Wand auftreffende Energie.

Im Fall der Absaugung tritt der entgegengesetzte Effekt ein: die Wirbel werden an den Tragflügel herangezogen und der Mechanismus der Geräuschentwicklung wird effizienter. Entsprechend steigt der Pegel des Tons der Wirbelstraße.

Es wurde demonstriert, dass durch Manipulation der Strömung im Bereich der Vorderkante eines Stators die Geräuschentwicklung stark verändert werden kann. Allerdings hat das statische Ausblasen aerodynamische Nachteile, weil die Strömung um angestellte Profile dadurch zur Ablösung gebracht werden kann.

Die Ergebnisse dieses Vorhabens wurden auf der 11. CEAS/AIAA Aeroacoustics conference in Monterey im Mai 2005 vorgetragen [1].

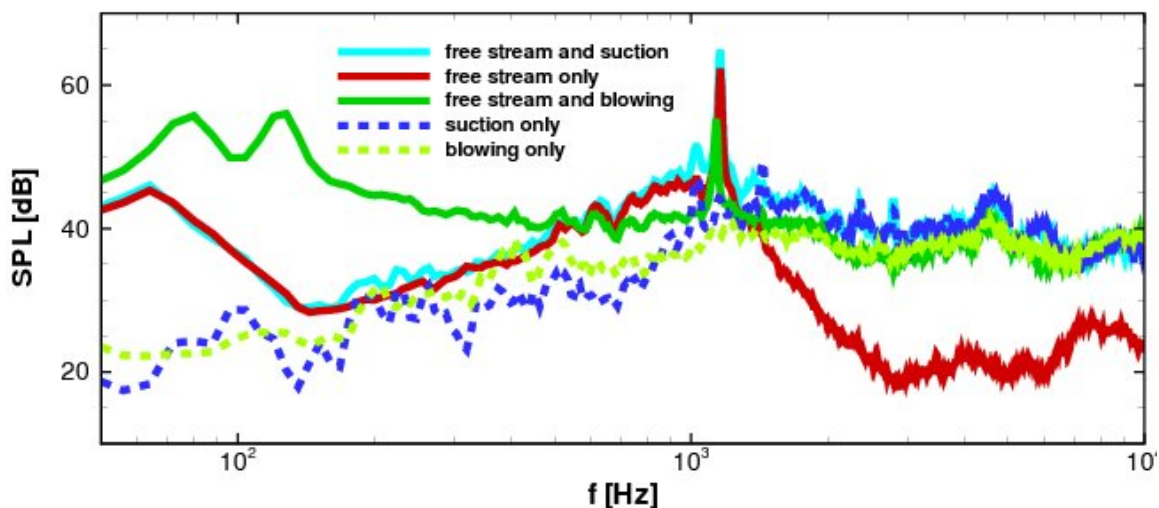


Abbildung 10: Frequenzspektren für die Fälle mit Absaugung, mit Ausblasen und ohne Manipulation der Strömung

3.4. Geneigte Triebwerksachse

Das Lärminderungspotential durch die Neigung der Triebwerksachse wurde untersucht. Das Ziel war dabei, den Einfluss die Schräganströmung eines Triebwerks, wie sie im Start bzw. Landefall auftritt, auf die tonale Schallemission (BPF) zu bestimmen und zu überprüfen, ob die Neigung der Triebwerksachse im Bezug zur Flugzeugrumpfachse ein Lärminderungspotential bietet. Ergänzend dazu wurde auch der Einfluss der Triebwerksneigung auf den Auftrieb und den Widerstand betrachtet.

Für diese Untersuchungen wurde ein elektrisch angetriebenes Modelltriebwerk im Maßstab 1:14 konstruiert. Die Basis für das Modell bildete das Turbofantriebwerk CFM56-5A1 der Firma CFM International. Im ersten Arbeitsschritt wurde in Windkanalmessungen der Einfluss der Anströmrichtung auf die tonale Schallemission des Modelltriebwerks (Abb. 11 links), mit Hilfe eines Mikrofonarrays im Einlauf des Modells und einem Einzelmikrofon im Windkanal, ermittelt. Parallel zu den akustischen Untersuchungen wurde auch der Einfluss der Anströmrichtung auf den aerodynamischen Widerstand des Modells untersucht, da dieser direkt den Treibstoffverbrauch beeinflusst. Die Messungen erfolgten über eine 6-Komponenten-Windkanalwaage und über Schubimpulsmessungen im Triebwerksmodell. Im zweiten Arbeitsschritt wurde das Triebwerksmodell über eine schwenkbare Gondelaufhängung an einem Airbus A340 Halbflügelmodell (SCCH-401) integriert und es wurde wiederum der Einfluss der Anströmrichtung auf die

tonale Schallemission des Modelltriebwerkes am Halbflügelmodell untersucht, wobei die Triebwerksachse im Bezug zur Rumpfachse unterschiedlich geneigt wurde. Weiterhin wurden auch Auftriebs- und Widerstandspolaren des Halbflügelmodells mit Triebwerksgondel bestimmt.

Die durchgeführten aeroakustischen Messungen lassen keinen direkten Zusammenhang zwischen dem Schalldruckpegel der BPF und dem Anstellwinkel erkennen. Bei Betrachtung des gesamten Schallpegels wurde deutlich, dass dieser erst für die gemessenen Anstellwinkel über 10° zunahm. Diese Zunahme lässt sich auf die Bildung einer Ablöseblase im Triebwerkseinlauf zurückführen. Bei den Untersuchungen mit dem Modelltriebwerk als Einzelmodell nahm die BPF von 1050 Hz bis 22° Anstellung um 8 dB und die BPF von 1260 Hz nahm dabei um 3,5 dB zu. Trotz dieser Zunahme konnte kein akustischer Zusammenhang zwischen dem Anstellwinkel und der tonalen Lärmemission des Verdichters gefunden werden.

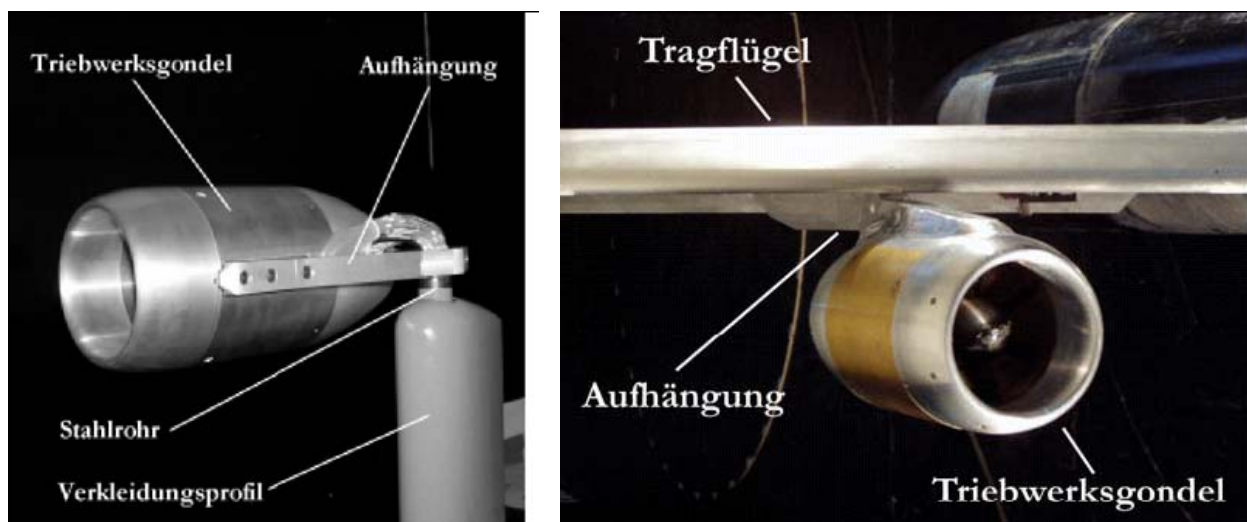


Abbildung 11: Modelltriebwerk mit Aufhängung als Einzelmodell im Windkanal (links) und mit Aufhängung am SCCH-401 Halbmodell im Windkanal (rechts).

Ein Lärminderungspotential ist auch bei der untersuchten Triebwerks-Tragflügelkonfiguration (Abb. 11 rechts) bei geringen Anstellwinkeln ebenfalls nicht erkennbar. Dieses Ergebnis korrespondiert mit den Messergebnissen am Triebwerk als Einzelmodell. Bei großen Anstellwinkeln (15°) nahm bei der BPF von 1050 Hz der Schalldruckpegel um bis zu 13 dB zu, was jedoch mit einer allgemeinen Zunahme des breitbandigen Lärms zusammenhängt. Die aerodynamischen Messungen mit dem EPS haben ergeben, dass bei einem Anstellwinkel des Triebwerksmodells von $2,4^\circ$ bis $2,9^\circ$ ein minimaler Strömungswiderstand erreicht wird. Die Untersuchungen am Gesamtmodell (Triebwerk und Flugzeughalbmodell) haben gezeigt, dass ein kleiner Neigungswinkel der Triebwerksachse den Widerstand nur sehr gering erhöht und auf den Auftrieb des Gesamtmodells nahezu keinen Einfluss hat. Das bedeutet, dass eine kleine Neigung der Triebwerksachse von 2° bis 3° aerodynamisch vertretbar wäre, wenn dadurch eine Lärminderung erreicht werden kann.

3.5. Breitbandlärm

Im Rahmen des europäischen Projektes PROBAND wurden experimentelle und numerische Untersuchungen von Breitbandlärm und dessen Entstehungsmechanismen an einem Fan durchgeführt. Aufgabe der DLR-Abteilung Triebwerksakustik ist die experimentelle Untersuchung des Einflusses verschiedener wichtiger Fanparameter (wie z.B. der Fandrehzahl und der Fanschaukelbelastung) auf den Breitbandlärm. Die Tests wurden in Berlin an einem skalierten Fanprüf-

stand durchgeführt (siehe Abb. 12) und beinhalteten Performance-, Geschwindigkeits- und Akustikmessungen.

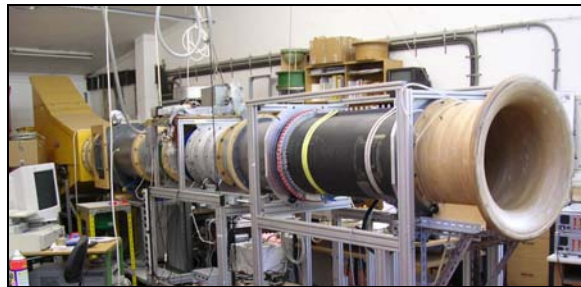
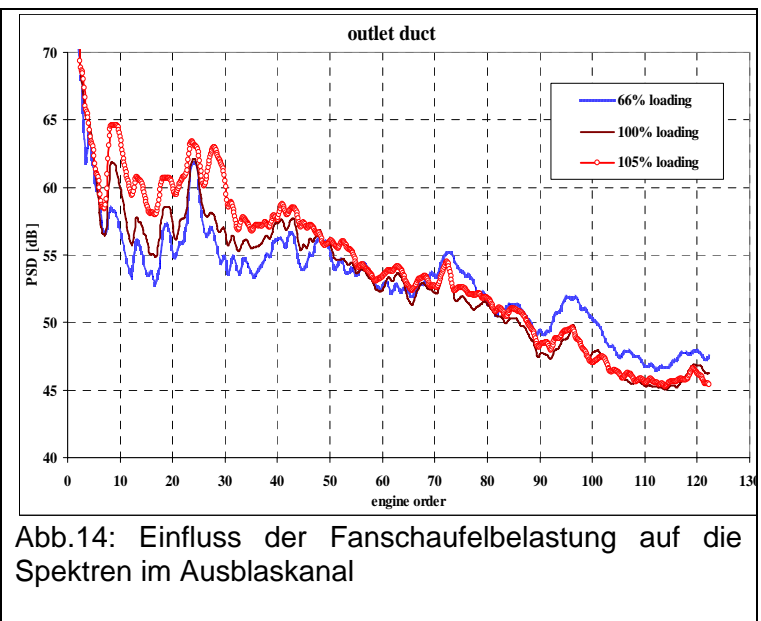
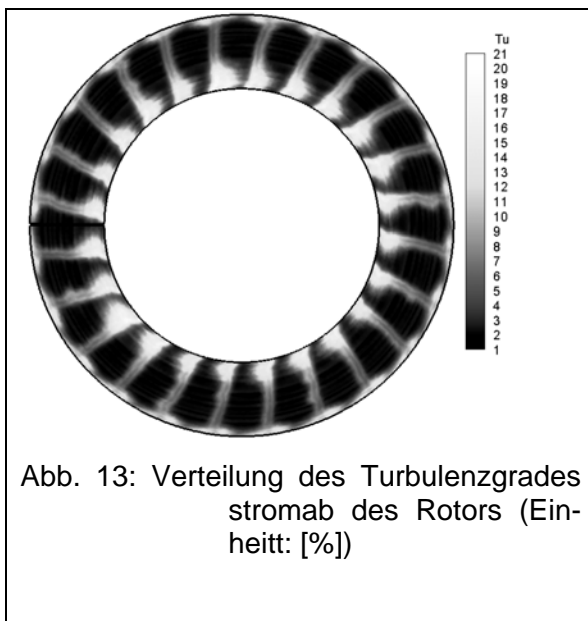


Abbildung 12: Skalierter Fanprüfstand im Labor vom DLR-Berlin

Dadurch war es möglich, die Abhängigkeiten zwischen der Aerodynamik und der Akustik herzu-leiten. Die Performancemessung diente zur Bestimmung der Fandruckerhöhung, des aerody-namischen Wirkungsgrades und des Massenstroms. Die Geschwindigkeitsmessung mit Hilfe der Hitzdrahtmesstechnik, ermöglichte die Bestimmung der instationären Strömungseigen-schaften wie z.B. der Schaufelnachläufe und des Turbulenzgrades. Abb. 13 zeigt als Beispiel die räumliche Verteilung des Turbulenzgrades stromab des Rotors. Akustische Messungen wurden auch im Einblas- und im Ausblaskanal mit Hilfe von hochgenauen Mikrofonen durchgeführt. Basierend auf einem Modenanalyseverfahren lässt sich die Breitbandschalleistung im Rohr berechnen. Die entsprechenden Spektren sind in Abb. 14 zu sehen.

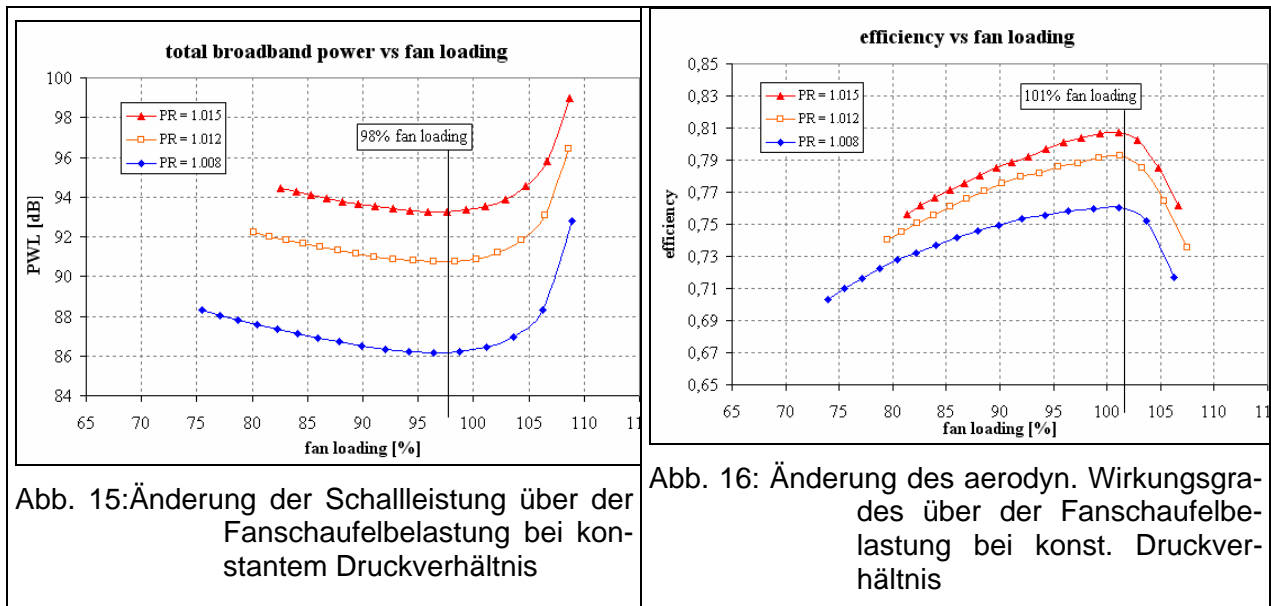
Mit Hilfe der gewonnenen Messdaten wurde ein empirisches Lärmmodell für Fanbreitbandlärm erstellt. Die Breitbandschalleistung wird in Abhängigkeit von der Blattspitzenmachzahl M_{tip} und dem Turbulenzgrad stromab des Rotors Tu berechnet. ψ ist ein dimensionsloses Parameter, der die aerodynamische Fanschaufelbelastung beschreibt (siehe Gl. 1).



$$P_{BBN}(M_{tip}, \psi) = 10^{11.920} \cdot M_{tip}^{5.2} \cdot Tu(\psi)^{1.0}, \text{ wobei } Tu(\psi) = 4.5 / \left(1 - \left(\frac{\psi}{0.46}\right)^{15}\right) \quad (\text{Gl. 1})$$

Mit Hilfe dieses Modells wurde der Einfluss der Fanschaufelbelastung bei konstantem Druckverhältnis PR untersucht. Es ergibt sich, dass die Schalleistung bei allen untersuchten Druckverhältnissen ein Minimum bei etwa 98% Belastung aufweist (siehe Abb. 15), wobei der Wirkungsgrad bei 101% Belastung maximal ist, wie in Abb. 16 gezeigt. Dieser Zusammenhang zwischen

den akustischen und aerodynamischen Optima wird in zukünftigen Arbeiten weiter untersucht werden.



3.6. Aktive Lärminderung

Einen wesentlichen Beitrag zur gesamten Geräuschentwicklung moderner Turbostrahltriebwerke mit steigendem Nebenstromverhältnis liefert der Gebläselärm. Von großem Interesse sind daher Entwicklungen geeigneter Geräuschminderungsmaßnahmen, welche sich praktisch in künftigen Triebwerksentwicklungen umsetzen lassen.

Die Hauptursache dieser tonalen Geräuschentstehung in axialen Turbomaschinen mit kleinem Kopfspalt, bei denen sich die Blattspitzengeschwindigkeit des Gebläsefans im Unterschallbereich befindet, sind instationäre periodische Kräfte auf den Laufrad- und Leitrad-schaufeln sowie auf der Gehäusewand als Folge der Wechselwirkungen der Zuströmung mit dem Laufrad sowie der Laufradnächläufe mit dem Leitrad, die zu einer Schallabstrahlung führen. Dabei entstehen komplizierte Schallfelder, in denen die Energie über verschiedene Schwingungsformen, so genannte akustische Moden, in das Fernfeld abstrahlt wird, wobei diese Moden bzw. Druckmuster um die Kanalachse der Strömungsmaschine rotieren (vgl. Tyler und Sofrin [2]).

Konventionelle Methoden zur Lärminderung verwenden Lautsprecher zur Generierung eines geeigneten Sekundärschallfeldes. Nachteile dieser Methode sind der hohe Platzbedarf, das Gewicht, die korrekte akustische Anpassung der verwendeten Lautsprecher an die Strömungskanäle sowie in einigen Anwendungen Probleme bei der Bereitstellung der nötigen Schalleistungen. Im Teilprojekt B4 des von der Deutschen Forschungsgemeinschaft geförderten Sonderforschungsbereiches SFB 557 „Kontrolle komplexer turbulenter Scherströmungen“ an der Technischen Universität Berlin in Kooperation mit dem DLR, wird die Strömung an den Blattspitzen der Laufradschaufeln eines Axialventilators, wie in Abb. 17 dargestellt, durch das Einblasen von Druckluft über wandbündig in das Gehäuse eingebaute Düsen gezielt gestört. Die Einblasung selbst kann stationär sein, da sie aus Sicht der rotierenden Laufradschaufeln Inhomogenitäten in Umfangsrichtung darstellen, so dass es hier zu einer instationären Interaktion zwischen Blattspitzenströmung und den Einblasstrahlen kommt. Es wird dabei das Druckfeld an den Hinterkanten der Laufradblattspitzen verändert, so dass dort zusätzliche instationäre periodische Oberflächenkräfte entstehen, die ein sekundäres Schallfeld anregen. Die Kontrolle von Amplitude und Phasenlagen der so generierten aeroakustische Sekundärschallquellen erfolgt über den Einblasmassenstrom sowie die Umfangsposition der Düsen bezüglich der Leitrad-schaufeln. Ist die Zahl der Einblasdüsen gleich der Zahl der Leitrad-schaufeln, wird das Primär-

schallfeld in jedem Fall hinsichtlich seiner azimuthalen Struktur im Sekundärschallfeld nachgebildet.

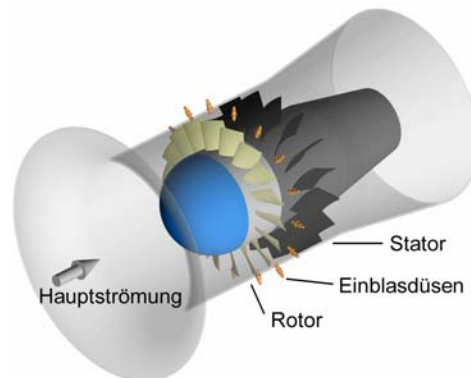


Abbildung 17: Schematische Darstellung einer axialen Strömungsmaschine mit Einblasdüsen im Bereich der Blattspitzen zur gezielten Anregung zusätzlicher instationärer Kräfte.

Ein Forschungsschwerpunkt des laufenden Projekts lag in der gezielten Beeinflussung höher Harmonischer h der Blattpassierfrequenz (BPF), sowie die Beeinflussung verschiedener modaler Schallfeldanteile durch stationäres Einblasen von Druckluft. In Abb. 18 sind die Schalldruckpegel L_p der dominanten Laufrad-Leitrad-Interaktionsmoden m für die BPF = 1200 Hz ($m = 2$), der ersten harmonischen 2 BPF = 2400 Hz ($m = 4$) sowie der zweiten Harmonischen 3 BPF = 3600 Hz ($m = -10$) über der Variation von Einblasmassenstrom $M_{In}/M_{Vent.}$ und Umfangsposition i innerhalb einer Leitradpassage ($\Delta\theta = 22,5^\circ$) dargestellt.

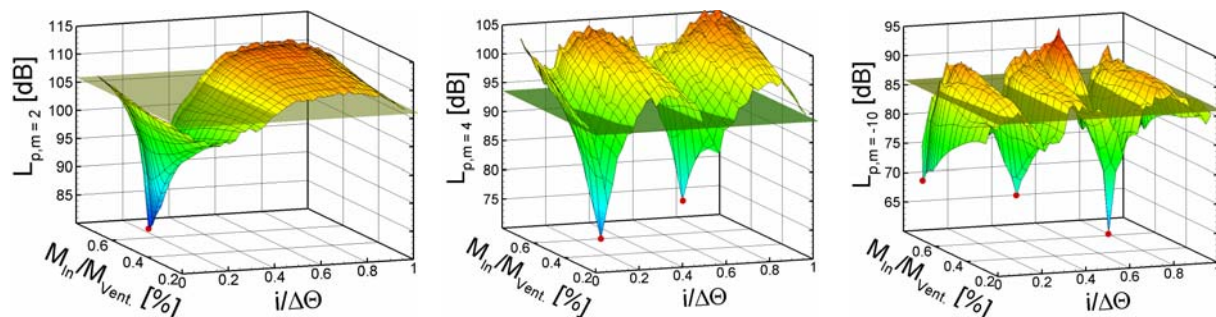


Abbildung 18: Variation der Düsenumfangsposition i und des Einblasmassenstroms $M_{In}/M_{Vent.}$ innerhalb einer Leitradpassage. Links: Schalldruckpegel $L_{p,m} = 2$ der dominanten Umfangsmode $m = 2$ bei der BPF. Mitte: Schalldruckpegel $L_{p,m} = 4$ der dominanten Umfangsmode $m = 4$ bei 2 BPF. Rechts: Schalldruckpegel $L_{p,m} = -10$ der dominanten Umfangsmode $m = -10$ bei 3 BPF. Die transparenten Ebenen kennzeichnen den Fall ohne Drucklufteinblasung.

Im linken Diagramm in Abb. 18 wird deutlich, dass sowohl eine Anhebung (gleichphasig) der dominanten Azimutalmode als auch eine Minderung (gegenphasig) im Sinne der aktiven Geräuschminderung bei der Überlagerung von Primär- und Sekundärschallfeld möglich ist. Das Ergebnis zeigt ein deutlich ausgeprägtes Minimum für die Umfangsposition von $i/\Delta\theta = 0,22$ mit einer Minderung der dominanten Azimutalmode von 25,6 dB bei der Blattpassierfrequenz. Die maximale Pegelminderung für den BPF-Pegel beträgt $\Delta L_p = 16,6$ dB. Bei der zweifachen Blattpassierfrequenz ($h = 2$, 2 BPF) sind zwei ausgeprägte Minima und Maxima innerhalb einer Statorpassage $\Delta\theta = 22,5^\circ$ erkennbar (mittleres Diagramm in Abb. 18), so dass auch hier im Sinne der

Überlagerung zweier Wellen neben einer Minderung auch eine Verstärkung möglich ist. Ein gleiches Verhalten wird auch für die dominante Umfangsmode $m = -10$ bei 3 BPF deutlich. Damit ist die Anzahl der Minima innerhalb einer Passage durch die Ordnung h der Harmonischen festgelegt (vgl. Lemke et al. [3]).

Aufbauend auf diesen Kennfeldern wurde in einer Kooperation mit der Technischen Universität Berlin eine Mehrgrößenregelung auf Basis eines Extremwertreglers zur Kontrolle von Amplitude und Phasenlage entwickelt (vgl. Lemke et al. [4]). Da das sekundäre Schallfeld als Folge des Entstehungsmechanismus nur bei laufendem Betrieb des Ventilators erzeugt werden kann, also immer nur parallel zum Primärfeld vorliegt, ist es nicht möglich, Übertragungsfunktionen zwischen einzelnen Aktuatoren (Düsen) und Sensoren (Mikrofone) zu messen, um konventionelle Regelungsansätze der aktiven Geräuschminderung anzuwenden. Der eingesetzte Extremwertregler, ein gradientenbasiertes Onlineverfahren, variiert die beiden Stellgrößen Einblasmassenstrom und Umfangsposition und stellt diese optimal ein, da deren Ein- und Ausgangscharakteristik im eingeschwingenen Zustand durch ein Minimum gekennzeichnet ist, so dass die Regelgröße, der Schalldruckpegel L_p , minimal wird. Eine Systemmodellierung war bei dieser Art der Regelung nicht notwendig, jedoch war der Regler sehr langsam. Ziel war es, den Schalldruckpegel der Blattpassierfrequenz bei Kontrolle von Einblasmassenstrom und Umfangsposition zu mindern und damit indirekt die Amplitude und Phasenlage der dominanten Azimutalmode $m = 2$ des Sekundärfeldes im Sinne der aktiven Geräuschminderung destruktiv anzupassen.

3.7. Schrifttum:

- [1] Siller, H.A., Jacob, M.C., Michel, U.: Flow and noise Modification by Suction and Blowing on a Rod-Airfoil Configuration, AIAA paper 2005-3029, 11. CEAS/AIAA aeroacoustics conference, Monterey, May 23-25, 2005.
- [2] Tyler, J.M., Sofrin, T.G.: Axial flow compressor noise studies. Transactions of the Society of Automotive Engineers 70, pages 309-332, 1962.
- [3] Lemke, O., Neise, W., Möser, M.: Aktive Minderung höherer Harmonischer des Drehklangs axialer Turbomaschinen durch Strömungsbeeinflussung. Fortschritte der Akustik DAGA 06, 20.-23.3.2006, Braunschweig.
- [4] Lemke, O., Becker, R., Neise, W., Möser, M., King, R.: Aktive Minderung des Drehklangs axialer Turbomaschinen durch Strömungsbeeinflussung unter Einsatz einer Mehrgrößenregelung., 5. VDI Fachtagung Ventilatoren, Braunschweig, 7.-8.3.2006. VDI-Berichte 1922, 129-142.

4. Lärminderung an der Quelle - Lärmarmen Zellenentwurf

4.1. Forschungsziel

Auf Grund der erfolgreichen Minderung des Triebwerkslärms wird das Überflugeräusch moderner Verkehrsflugzeuge im Landeanflug vom Umströmungsgeräusch der Zelle entscheidend mitbestimmt. Die Umströmung der Fahrwerke und der Hochauftriebssysteme liefert die wesentlichen Beiträge zu diesem so genannten Zellenlärm. Daher ist die Vorhersage und Reduktion der Beiträge der verschiedenen Umströmungslärmquellen ein wichtiges Ziel aktueller Fluglärmforschung. Darüber hinaus kann der Zellenentwurf unter Einbeziehung der Triebwerksanordnung an der Zelle einen wesentlichen Beitrag dazu leisten, die Abstrahlung von Triebwerksgeräuschen zum Boden hin durch Abschattungen zu mindern.

Hieraus leiten sich sinngemäß die im Projekt bearbeiteten Aufgaben ab:

1. Kriterien und Vorhersagemodell für das Umströmungsgeräusch zum Vorentwurf,
2. Leise Hinterkante,
3. Abschattungswirkungen bei neuen Flugzeugkonfigurationen,
4. Wirbelschlepe bei lärmarmen Flugzeugkonfigurationen.

Lärmaspekte müssen schon in der Vorentwurfsphase berücksichtigt werden. Hierfür wird ein parametrisches Quellmodell für das Umströmungsgeräusch benötigt. Hinterkanten von Auftriebsflächen sind wesentliche Umströmungsgeräuschquellen. Die Minderung des Hinterkantengeräusches ist daher eine vordringliche Aufgabe. Bei der Entwicklung von neuen Flugzeugkonfigurationen muss geklärt werden, in welchem Maße und auf welche Weise die Abschattungswirkung der Zelle bezüglich des Triebwerksgeräusches am Besten genutzt werden kann. Die Entwicklung der Wirbelschleppen für einen Flugzeugentwurf mit minimaler Geräuschabstrahlung muss untersucht werden, um zu vermeiden, dass sich in der Folge eine Erhöhung des Wirbelschleppen-Gefährdungspotenzials ergibt.

Im Einzelnen sollten die folgenden Ziele erreicht werden:

- Entwicklung eines Modells zur Abschätzung des Zellenlärms für den Vorentwurf.
- Quantifizierung des Potenzials der Geräuschminderung durch bürstenartige Endkanten von überströmten Flächen und Bestimmung der Einflussparameter und Skalierungsgesetze.
- Aufbau und Validierung eines schallstrahlenbasierten Verfahrens zur Berechnung der Schallabschattung bei neuen Flugzeuggeometrien mit über den Tragflächen angeordneten Triebwerken.
- Bewertung des Wirbelschleppen-Gefährdungspotenzials für eine ausgewählte lärmarme Flugzeugkonfiguration.

4.2. Methodik

Die Vorgehensweise zur Zielerreichung war bei den vier Teilaufgaben naturgemäß unterschiedlich.

Die Entwicklung eines für die Abschätzung des Zellenlärms im Vorentwurfsstadium geeigneten Quellmodells basierte auf der gezielten Auswertung der vorhandenen Datenbasis aus aeroakustischen Windkanalstudien, während zur Bestimmung der Geräuschmindernden Wirkung

(und der relevanten Einflussgrößen) von Bürstenendkanten eine umfangreiche, experimentelle Windkanalstudie vorbereitet und durchgeführt wurde.

Demgegenüber war die Entwicklung eines Strahlverfolgungsverfahrens eine rein theoretisch/numerische Aufgabe, die erst im Zuge der Validierungsarbeiten durch gezielte Experimente begleitet wurde. Für die Abschätzung des Wirbelschleppen-Gefährdungspotenzials konnte dagegen von Beginn an auf validierte und standardmäßig eingesetzte Rechenverfahren zurückgegriffen werden.

4.3. Ergebnisse

Im Folgenden werden die in den jeweiligen Teilaufgaben erzielten Ergebnissen im Einzelnen beschrieben. In der abschließenden Zusammenfassung wird auch der Grad der Zielerreichung dargestellt.

4.3.1. Umströmungslärmkriterien für den Vorentwurf

Um Lärm Aspekte im Vorentwurf berücksichtigen zu können, müssen (1) die Entwurfskriterien für eine lärmarme Flugzeugauslegung dokumentiert und (2) ein Lärmvorhersageverfahren entwickelt werden, das eine vergleichende Abschätzung der zu erwartenden Geräuschpegel auf der Basis der in diesem frühen Entwurfsstadium verfügbaren, globalen Auslegungsdaten erlaubt.

Ein solches Vorhersageverfahren für das Umströmungsgeräusch wurde auf der Grundlage von existierenden Messdaten an verschiedenen Flugzeugmodellen und Original-Fahrwerken im Deutsch-Niederländischen Windkanal (DNW-LLF) und aus Überflugmessungen (im Rahmen von gemeinsamen Forschungsvorhaben mit der Deutschen Lufthansa) entwickelt und für die Anwendung im Vorentwurf aufbereitet.

Das Vorhersageverfahren für das Umströmungsgeräusch der Zelle ist modular aufgebaut, benötigt als Eingabegrößen nur globale Geometriedaten der Zellenkomponenten und erlaubt die (nahezu) beliebige Kombination von Einzelschallquellen (Abb. 1) [1, 2].

Entsprechend dem gegenwärtigen Stand der verfügbaren Schallmessdaten, sind allerdings einige wichtige Quellen von Umströmungsgeräuschen noch nicht erfasst. Dies bezieht sich insbesondere auf die Schallabstrahlung von den Seitenkanten der Landeklappen. Weiterhin fehlen Daten aber auch zur Modellierung der Geräuschabstrahlung bei „strahlangeblasenen Landeklappen“ (Externally Blown Flaps – EBFs) oder auch für das zur Auftriebssteigerung dienende Überblasen der Tragflächen durch den Antriebsstrahl (Upper Surface Blowing – USB). Letztere Maßnahmen werden gegebenenfalls bei künftigen Flugzeugkonfigurationen mit extremen Hochauftriebseigenschaften zum Einsatz kommen, um durch „schnelles Steigen“ und „steiles Landen“ zur Minderung des Lärms in der Umgebung von Flughäfen beizutragen.

Um das Vorhersagemodell mit den noch fehlenden Schallquellmodellen zu vervollständigen, sind gegenwärtig Forschungsvorhaben in Bearbeitung, die die genannten Lücken in der Messdatenbasis schließen sollen.

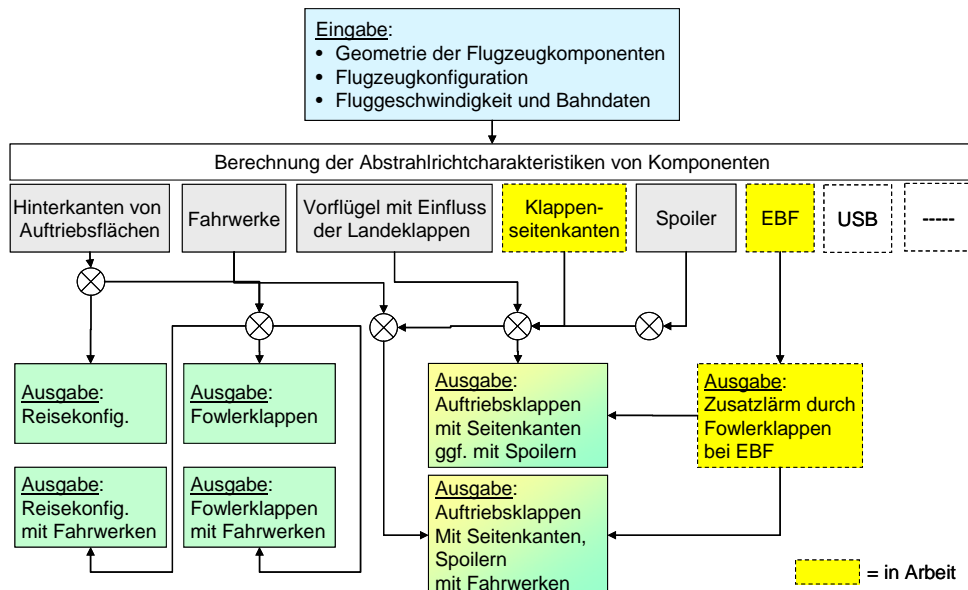


Abbildung 1: Schema des modularen Quellmodells für den Zellenlärm

Zur Vorbereitung des Schallquellmodells für die Anwendung auf beliebige, unkonventionelle Flugzeugkonfigurationen wurde das Eingabeformat auf globale Geometriedaten von Tragflächensegmenten mit jeweils unterschiedlicher Konfiguration umgestellt (d.h. Aufteilung der Tragfläche in Segmente ohne oder mit Fowlerklappen bzw. auch mit Vorflügel) (Abb. 2).

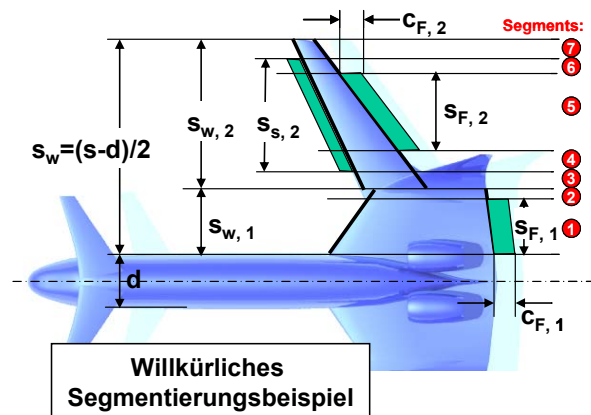


Abbildung 2: Beispiel für die Segmentierung der Auftriebsflächen zur Berechnung der einzelnen Schallbeiträge

Bezüglich der Fahrwerke ist neben dem Typ (Hauptfahrwerk oder Bugfahrwerk) und der Konfiguration (z.B. einachsiger oder mehrachsiger) auch der Installationsort von Bedeutung. Bei einer Fahrwerksanordnung unter der Tragfläche ergibt sich infolge der Zirkulation eine gegenüber der Fluggeschwindigkeit reduzierte lokale Anströmgeschwindigkeit, was zu einer deutlichen Geräuschminderung führt.

Weiterhin können auch Lärminderungspotenziale, wahlweise für alle Einzelquellen von Umströmungsgeräuschen, im Vorhersagemodell berücksichtigt werden, zum Beispiel die Wirkung von bürstenartigen Tragflächenendkanten (siehe nächste Teilaufgabe).

Als Ergebnis der Geräuschberechnung werden die Richtcharakteristiken der Schallabstrahlung in Form von Terzschalldruckpegeln für eine vorgegebene Geschwindigkeit ausgegeben. Die

Vorgabe der Fluggeschwindigkeit ist erforderlich, da die Pegel verschiedener Einzelquellen unterschiedlichen Geschwindigkeitsgesetzen folgen. Die berechnete Richtcharakteristik bezieht sich dennoch auf eine ruhende Quelle und einen konstanten Referenzabstand, so dass die Einflüsse der Quellbewegung (Doppler-Effekt, konvektive Verstärkung) und der Schallausbreitung (geometrische und atmosphärische Dämpfung) bezüglich des Immissionsortes für den gewählten Flugfall individuell bestimmt werden können.

Das Vorhersagemodell basiert zurzeit noch auf der Annahme, dass alle Einzelquellen im Wesentlichen von einander unabhängig sind (mit Ausnahme des vom Installationsort abhängigen Fahrwerksgeräusches). Diese Annahme kann jedoch im Einzelfall zu erheblichen Fehleinschätzungen führen. Ein Beispiel hierfür ist die am Vorflügel eintretende Geräuschminderung beim Ausschlag eines Spoilers, verursacht durch die Änderung der Gesamtzirkulation und damit der lokalen Strömungsgrößen im Bereich des Vorflügels (Abb. 3). Daher werden künftige Arbeiten darauf abzielen, mit Hilfe von RANS-Rechnungen für verschiedene Hochauftriebskonfigurationen die aeroakustischen Wechselwirkungen mit in die Vorhersage einzubeziehen.

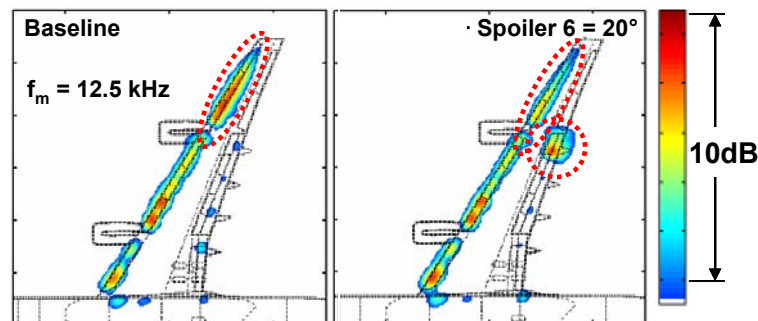


Abbildung 3: Beispiel für die aeroakustische Wechselwirkung zwischen Vorflügel und Spoiler (aus einer Windkanalmessung im EU-Projekt AWIATOR, Quelle: NLR)

Die Kombination des Vorhersagemodells für das Umströmungsgeräusch mit einem entsprechenden Modell für das Triebwerksgeräusch und einem Verfahren zur Abschätzung von Abschattungseffekten ist bereits in Angriff genommen.

4.3.2. Leise Hinterkante

Turbulent überströmte Hinterkanten von Auftriebsflächen stellen eine der „klassischen“ Quellen von Umströmungsgeräusch dar. Schon frühe Untersuchungen zu dieser Thematik haben gezeigt, dass durch eine strömungsdurchlässige Gestaltung der Endkanten (bürstenartige Kantenmodifikationen) eine Geräuschminderung erzielt werden kann.

Daher wurde im Projekt eine systematische experimentelle Studie begonnen, um einerseits die Potenziale solcher bürsten- bzw. kammartigen Modifikationen auszuloten und andererseits auch die wesentlichen Einflussparameter hinsichtlich der Lärminderungswirkung zu ermitteln. Zur Identifikation der Haupteinflussparameter wurden sowohl lokale Strömungsgrößen als auch die technische Ausführung der Kantenmodifikationen betrachtet.

Akustische und aerodynamische Messungen zum Hinterkantengeräusch wurden im Aeroakustischen Windkanal Braunschweig (AWB) durchgeführt. Der AWB ist ein geschlossener Windkanal mit offener Messstrecke (Düsenquerschnitt 1,2 m mal 0,8 m), dessen Betriebsgeräusch durch Dämpfungskulissen im Umluftkanal stark reduziert ist. Eine absorbierende Auskleidung der Wände des Messraumes erlaubt akustische Messungen unter Freifeldbedingungen. Zur Schallquelllokalisierung und Messung des von der Hinterkante abgestrahlten Fernfeldschalls wurde im vorliegenden Experiment eine Richtmikrofonanordnung (elliptischer Hohlspiegel mit ¼“-Mikrofon im Nahfokus) benutzt. Zur Ergänzung der akustischen Datenbasis um entsprechende Strömungsgrößen wurden darüber hinaus Hitzdrahtmessungen in der turbulenten

Grenzschicht, Hochgeschwindigkeits-Particle-Image-Velocimetry- (HS-PIV-) Messungen sowie Oberflächenwechseldruckmessungen im Quellbereich nahe der Hinterkante durchgeführt.

Diese Untersuchungen erfolgten zunächst an einer Platte variabler Länge (zur Variation der Reynoldszahl) und später auch an einem NACA0012-Profil konstanter Sehnenlänge mit jeweils verschiedenen Hinterkantenmodifikationen (Abb. 4) [3-11].

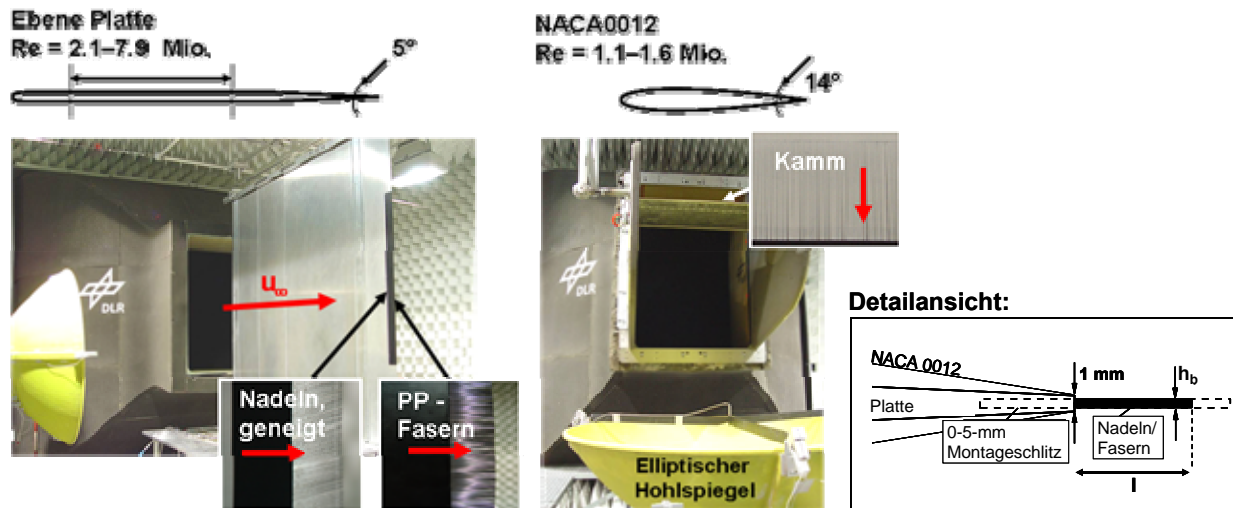


Abbildung 4: Versuchsaufbau im AWB

Die untersuchten Hinterkantenmodifikationen bestanden hauptsächlich aus einreihigen Faseranordnungen mit unterschiedlichem Faserabstand, die in Verlängerung der (undurchlässigen) Tragflächenhinterkante angebracht waren (siehe Abb. 4). Getestet wurde Fasermaterial verschiedener Länge, Dicke, Steifigkeit (z. B. Stahlnadeln gegenüber Fasern aus Polypropylen PP) und Orientierung relativ zur Hauptströmungsrichtung. Ergänzende Messungen erfolgten an einer geschlitzten Hinterkantenausführung am NACA0012-Profil (Kamm mit 14° Zuspitzungswinkel).

Als Ergebnis zeigte sich, dass bürsten- oder kammartige Hinterkanten bei geeigneter Gestaltung das Hinterkantengeräusch um bis zu 10 dB reduzieren können. Entscheidend für den Lärminderungseffekt ist die Realisierung einer Mindestlänge der Fasern (in der Größenordnung von 1-2 Grenzschichtdicken δ_{99} im vorliegenden Experiment) und eines minimalen Faserabstandes. In der Umsetzung heißt das, dass die Fasern praktisch ohne sichtbaren Abstand nebeneinander anzuordnen sind. Darüber hinaus konnte gezeigt werden, dass Flexibilität der Fasern keine notwendige Voraussetzung für das Erzielen einer Geräuschminderung ist. Auch starre Fasern sowie die geschlitzte Hinterkantenvariante (Kamm am NACA0012-Profil) bewirken eine signifikante Geräuschreduktion. Allerdings zeigen flexible Fasern im Vergleich zu unbeweglichen Metallnadeln eine gesteigerte Lärminderungswirkung (Abb. 5).

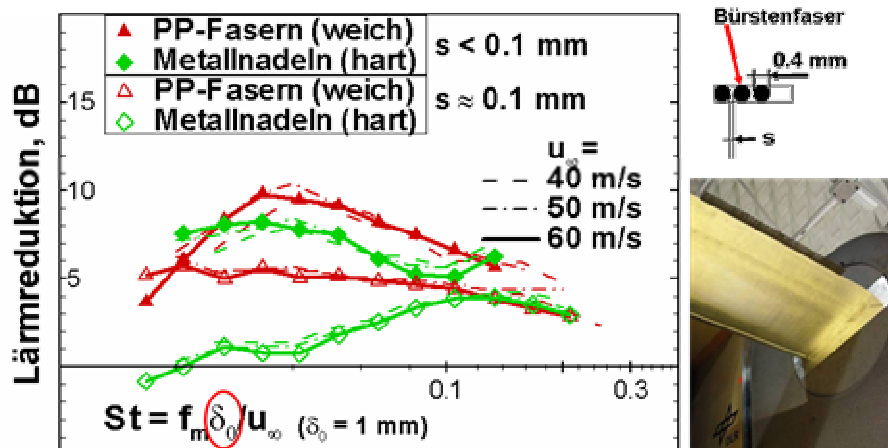


Abbildung 5: Beispielergebnisse zur gemessenen Geräuschminderungswirkung von bürstenartigen Endkanten an einem NACA0012 Profil bei 0° Anstellwinkel

Neben der systematischen Quantifizierung der Geräuschminderung durch verschiedene Kantenmodifikationen erbrachten diese Untersuchungen auch weitere grundsätzliche Erkenntnisse hinsichtlich der Schallerzeugung an Abströmkannten. Diese betreffen u. a. den Einfluss der erzwungenen Transition auf die spektrale Zusammensetzung des Hinterkantengeräusches sowie das (stark geometrieabhängige) Auftreten von Hiebtonphänomenen auch im Falle sehr dünner Hinterkanten. Solche quasi-tonalen Komponenten im Spektrum des Hinterkantengeräusches, zurückzuführen auf periodische Wirbelablösungen von der Abströmkannte, werden durch kamm- oder bürstenförmige Modifikationen der Kante vollständig eliminiert. Die erzielte Geräuschminderungswirkung verschiedener Hinterkantenmodifikationen zeigte sich nahezu unabhängig von Parametern der Eingangsströmung (z. B. der mittleren Strömungsgeschwindigkeit u_∞ , der Verdrängungsdicke der turbulenten Grenzschicht δ^* bzw. dem Druckgradienten im Bereich der Hinterkannte). Stattdessen sind die oben genannten Auslegungsparameter der Bürsten bzw. Kämme für das Erzielen einer maximalen Geräuschminderung entscheidend. Die Schallabstrahlung von der Hinterkannte mit derart gestalteten Faseranordnungen zeigte sich nahezu unbeeinflusst vom Anstellwinkel.

Es wird angenommen, dass die Geräuschminderungswirkung durch „Aufweichung“ des Impedanzsprunges an der Kante erreicht wird, der im Falle undurchlässiger Hinterkanten für die Kantenverstärkung des Grenzschicht/ Oberflächen-Interaktionsgeräusches ursächlich ist. Hierbei könnte zusätzlich auch eine (die Kantenbedingung weiter modifizierende) viskose Dämpfung der turbulenten Druckschwankungen infolge der in den Faserzwischenräumen induzierten, schwachen Wechselströmung eine wesentliche Rolle spielen.

Die gewonnenen Erkenntnisse können auch zur Lösung ähnlich gelagerter Problemstellungen herangezogen werden, in denen Hinterkantengeräusch eine wesentliche Rolle spielt (z. B. Lüfter und Windkraftanlagen).

4.3.3. Abschattungswirkungen bei neuen Flugzeugkonfigurationen

Voraussetzung für den Entwurf von Flugzeugkonfigurationen, die eine wirksame Abschattung der Triebwerksgeräusche erlauben, ist die Verfügbarkeit eines Werkzeugs zur Berechnung solcher Abschattungseffekte für reale Frequenzen bis 10 kHz (im Originalmaßstab). Hierzu ist ein Strahlverfolgungsverfahren am Besten geeignet, wenn es Beugungseffekte und den Einfluss einer überlagerten Strömung berücksichtigen kann. Die Entwicklung und Validierung eines solchen Verfahrens war Gegenstand dieser Aufgabe.

Zur ersten Überprüfung des im Projekt entwickelten Strahlverfolgungsverfahrens mit Berücksichtigung von Beugungseffekten kann ein Vergleich der erzielten Ergebnisse zur Schallabschattung mit solchen aus Berechnungen mit einem Randelementverfahren (Boundary Element Method, BEM) dienen. Ein solcher Vergleich (zunächst ohne überlagerte Strömung), für eine niedrige Frequenz von 340 Hz, wo das Randelementverfahren mit vertretbarem Aufwand noch verwendet werden kann, zeigte befriedigende Übereinstimmung bezüglich der Schattensignatur am Beispiel der LNA1- (Low Noise Aircraft 1) Konfiguration (Abb. 6). Für das hier ausgewählte Beispiel (nur eine Schallquelle über dem rechten Flügel) ergeben sich Schallpegelminderungen seitlich unter dem Modell von maximal bis zu 20 dB (Abb. 7) [12].



Abbildung 6: Im Projekt für Abschattungsrechnungen herangezogene lärmarme Flugzeugkonfiguration (DLR-Entwurf LNA1)

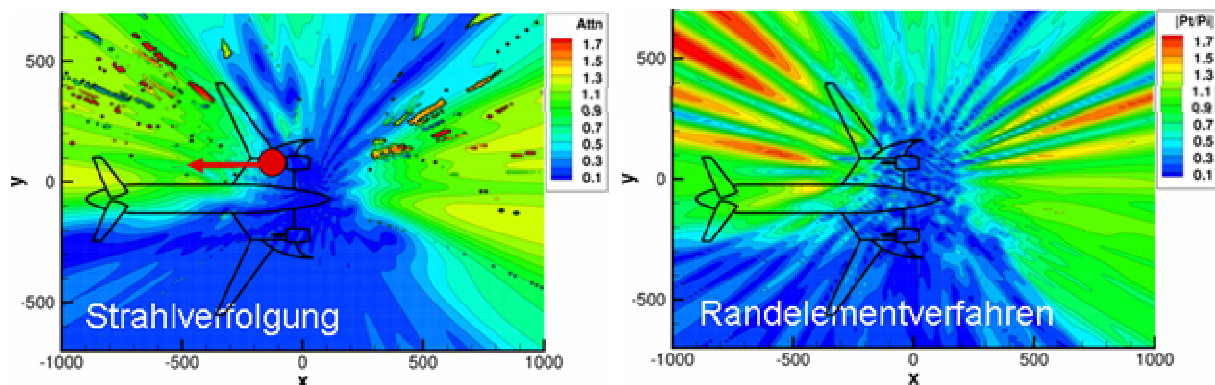


Abbildung 7: Vergleich der Rechenergebnisse mit dem Strahlverfolgungsverfahren (links) und einem BEM Verfahren (rechts) für die LNA1-Geometrie mit einer 340 Hz Monopolschallquelle (nur auf rechter Tragfläche)

Für das Validierungsexperiment (im Modellmaßstab) wurde eine Monopolschallquelle mit quantifizierbarer Abstrahlung bis zu sehr hohen Frequenzen (mindestens 50 kHz) benötigt, die relativ zum Flugzeugmodell unterschiedlich positioniert werden kann, ohne selbst das Schall- und Strömungsfeld zu stören. Die Entwicklung einer solchen Testschallquelle war eine der Aufgaben und Voraussetzung für den experimentellen Teils dieses Arbeitspakets.

Bei der Entwicklung der Testschallquelle für das Validierungsexperiment wurde die Idee aufgegriffen, mit Hilfe eines gepulsten Lasers durch Strahlaufweitung mit anschließender Fokussierung in einem gewählten Abstand (Fokuspunkt) ein Plasma zu erzeugen, was definitionsgemäß eine ideale Monopolschallquelle (Massenfluktuation) mit der Pulsfrequenz ergeben muss. Da alle hierzu nötigen Geräte außerhalb der Strömung angeordnet sind, erlaubt dieses Verfahren ein sozusagen „berührungsloses“ Einbringen einer Schallquelle an nahezu beliebiger Stelle in die Strömung (Abb. 8) [13].

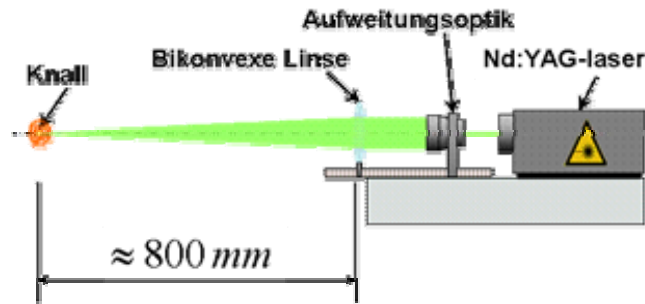


Abbildung 8: Schematische Darstellung des Arbeitsprinzips der Laserschallquelle

Das Verfahren wurde erfolgreich zur Vermessung der Abschattungswirkung am LNA1 (zunächst ohne Strömung) für verschiedene Quellpositionen (Triebwerkspositionen) angewendet (Abb. 9). Allerdings ist die exakte Auswertung der sehr kurzen und in ihrer Signalform nicht immer identischen Schallimpulse sehr schwierig. Ein zuverlässiges Analyseverfahren befindet sich derzeit noch in der Entwicklung, so dass die zunächst ermittelten Abschattungsergebnisse noch einer Überprüfung bedürfen.

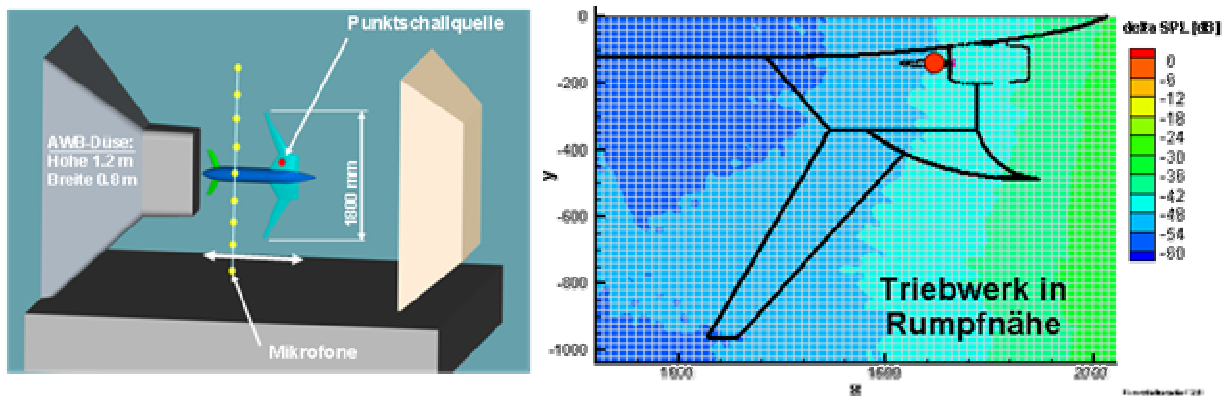


Abbildung 9: Erstes Ergebnis einer Abschattungsmessung am LNA1 mit Hilfe der Laserschallquelle, 0,8 Spannweiten unter dem Flugzeug für eine Frequenz von 1 kHz im Originalmaßstab

Sowohl die theoretischen/ numerischen Arbeiten mit dem Ziel der Entwicklung eines Strahlverfolgungsverfahrens zur Berechnung von Abschattungswirkungen als auch dessen experimentelle Validierung konnten noch nicht vollständig abgeschlossen werden. Zum einen muss der Einfluss einer überlagerten Strömung noch berücksichtigt werden und zum anderen muss auf der experimentellen Seite die Analysetechnik der Messdaten verbessert werden.

Dennoch konnte gezeigt werden, dass durch gezielte Anordnung und Formgebung der Tragflächen in Verbindung mit geeigneten Triebwerkspositionen über den Tragflächen beträchtliche Geräuschminderungspotenziale durch Abschattung erschlossen werden können.

4.3.4. Wirbelschlepe bei lärmarmen Flugzeugkonfigurationen

Zur vergleichenden Bewertung des Wirbelschleppen-Gefährdungspotenzials für einen Flugzeugentwurf mit minimaler Geräuschabstrahlung wurden die Wirbelschleppen für die LNA1-Konfiguration einerseits und für ein Referenzflugzeug konventioneller Konfiguration anderer-

seits berechnet. Für diese Simulationen kamen die im DLR validierten und standardmäßig eingesetzten Rechenverfahren zum Einsatz. Dies ist die Prozesskette

- stationäre TAU-Euler-Rechnung im Nahfeld (Abb. 9),
- instationäre LES-Rechnung mit DLR-LESTUF-Code im erweiterten Nahfeld und im Fernfeld (Input: 2D-Schnitt durch stationäres Lösungsfeld der Nahfeldrechnung).

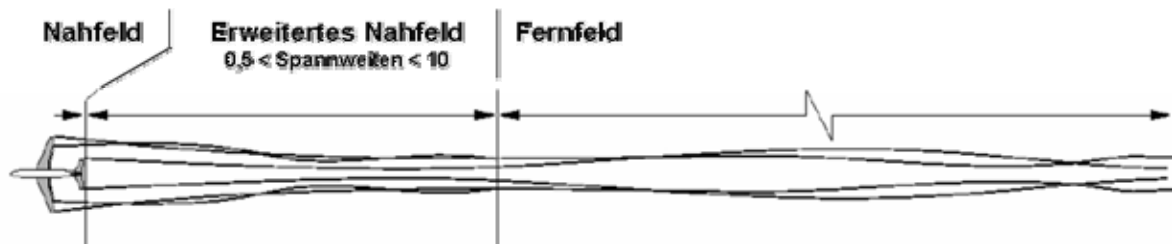


Abbildung 9: Schematische Darstellung der verschiedenen Entwicklungsphasen der Wirbelschleppe

Die Nahfeldrechnungen (also bis etwa $\frac{1}{2}$ Spannweite hinter dem Flugzeug) ergaben bei beiden Konfigurationen ähnliche Wirbelstärken. Abhängig vom Anstellwinkel zeigen sich beim LNA1 Einflüsse des Wirbels vom Höhenleitwerk auf Triebwerk, Flügel und Seitenleitwerk. Von diesen Interferenzeffekten abgesehen, lassen die Ergebnisse der Nahfeldrechnung auf jeweils etwa gleiches Wirbelschleppen-Gefährdungspotenzial schließen (Abb. 10).

Farbeode: vorticity $\omega_x = -500 \dots +500$ 1/s

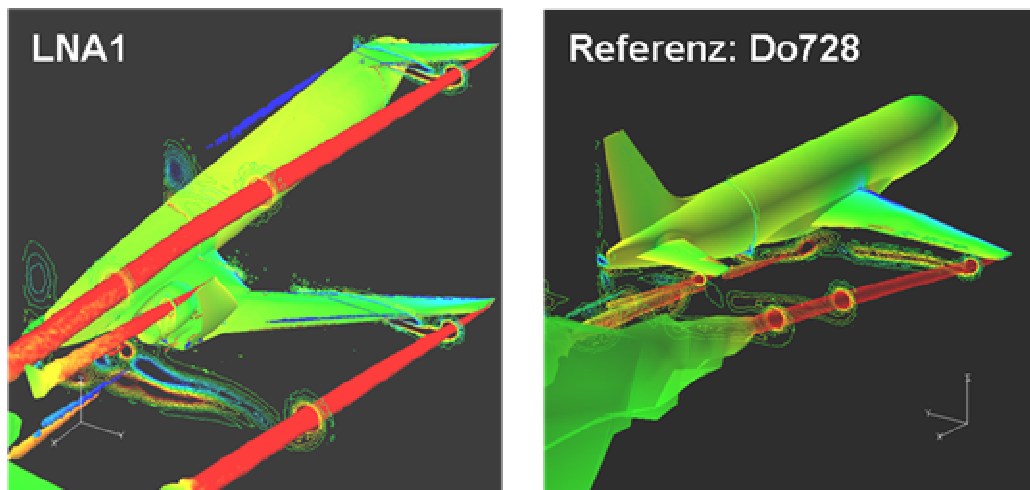


Abbildung 10: Vergleich der Wirbelschleppen im Nahfeld für das LNA1 und das konventionelle Referenzflugzeug (Do 728) für einen Anstellwinkel von 6°

Für die Geometrien des Referenzflugzeugs lagen zurzeit der Rechnungen allerdings nur Daten im ungetrimmten Zustand vor. Daher wurden keine Fernfeldrechnungen mit dem DLR-Code LESTUF durchgeführt, da sich hieraus kein signifikanter Erkenntnisgewinn ergeben hätte.

Bezüglich des Wirbelschleppen-Gefährdungspotenzials sind auf Basis der durchgeführten Simulationen daher nur abschätzende Aussagen möglich. Demgemäß lässt die Konfiguration LNA1 gegenüber einer konventionellen Konfiguration keine signifikante Änderung des Wirbelschleppen-Gefährdungspotenzials erwarten.

4.4. Zusammenfassung

In der Teilaufgabe „Kriterien und Vorhersagemodell für das Umströmungsgeräusch zum Vorentwurf“ wurden entsprechende Kriterien für minimales Umströmungsgeräusch definiert und ein Vorhersageverfahren für den Zellenlärm basierend auf Vorentwurfsparametern entwickelt. Für verschiedene wichtige Quellen fehlen aber noch Modelle auf Grund zurzeit noch unzureichender Datenbasis.

Zur Teilaufgabe „Leise Hinterkante“ wurde eine systematische Windkanalstudie durchgeführt. Auf der Basis der Messergebnisse konnten die Geräuschminderungswirkung von bürsten- oder kammartigen Hinterkanten quantifiziert und Skalierungsgesetze zur Auslegung angegeben werden. Bezüglich der den Kantenschall beeinflussenden lokalen Strömungs- und Geometrie Größen gibt es jedoch noch grundsätzliche Wissenslücken.

Zur Bestimmung der „Abschattungswirkungen bei neuen Flugzeugkonfigurationen“ wurde ein Strahlverfolgungsverfahren entwickelt. Die Ergebnisse aus ersten Abschattungsrechnungen zeigen zufriedenstellende Übereinstimmung mit solchen aus BEM Rechnungen (für tiefe Frequenzen). Während hierbei Beugungseinflüsse schon berücksichtigt werden konnten, steht die Berücksichtigung der Strömungseinflüsse allerdings noch aus. Zur Validierung des Strahlverfolgungsverfahrens wurden erste Abschattungsmessungen mit einer zu diesem Zweck entwickelten, neuartigen Laserschallquelle durchgeführt. Der Ergebnisvergleich ist jedoch noch problematisch, da die Analyse der extrem kurzen Druckimpulse noch nicht ausreichend genau ist.

In der Teilaufgabe „Wirbelschleppes bei lärmarmen Flugzeugkonfigurationen“ konnten die Wirbelschleppen der neuen Flugzeugkonfiguration LNA1 und die eines konventionellen Referenzflugzeugs (Do 728) im Nahfeld berechnet werden. Die Ergebnisse lassen keine signifikante Änderung des Wirbelschleppen-Gefährdungspotenzials für die LNA1 Konfiguration im Vergleich zur Referenzkonfiguration erwarten.

Damit wurden nahezu alle Projektziele erreicht.

4.5. Schrifttum:

- [1] Pott-Pollenske, M., Dobrzynski, W., Buchholz, H., Guérin, S., Saueressig, G., Finke, U.: „Airframe Noise Characteristics from Flyover Measurements and Predictions“, AIAA/CEAS Paper 2006-3008, Mai 2006.
- [2] Dobrzynski, W.: „Airframe Noise Modelling Based on Wind Tunnel and Flyover Noise Test Data“, NASA Workshop, 24.-26. Juli, Hampton/ USA, 2007.
- [3] Herr, M., Dobrzynski, W.: „Experimental Investigations in Low-Noise Trailing-Edge Design“, AIAA Journal 43(6) 1167-1175, 2005.
- [4] Schröder, A., Herr, M., Lauke, T., Dierksheide, U.: „Measurements of Trailing-Edge-Noise Sources by means of Time-Resolved PIV“, CD Conference Paper, 6th International Symposium on Particle Image Velocimetry, Pasadena, California, USA, 21.-23. Sept. 2005.
- [5] Herr, M.: „Experimental Study on Noise Reduction through Trailing-Edge Brushes“, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, 92, pp. 365-372, Springer, Berlin-Heidelberg-New York, 2006.
- [6] Schröder, A., Herr, M., Lauke, T., Dierksheide, U.: „A Study on Trailing-Edge Noise Sources using High-Speed Particle Image Velocimetry“, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, 92, pp. 373-380, Springer, Berlin-Heidelberg-New York, 2006.
- [7] Herr, M.: „Hinterkantenlärm – Entwurfsgrundlagen für Minderungskonzepte“, CD Conference Paper, 32. Jahrestagung für Akustik, Fortschritte der Akustik - DAGA 06, 20.-23. März, Braunschweig, 2006.
- [8] Herr, M.: „On the Design of Silent Trailing-Edges“, Notes on Numerical Fluid

- Mechanics and Multidisciplinary Design, 96, Springer, Berlin-Heidelberg-New York, 2007 (im Druck).
- [9] Herr, M.: „Design Criteria for Low-Noise Trailing-Edges“, AIAA/CEAS Paper 2007-3470, Mai 2007.
- [10] Schröder, A., Dierksheide, U., Herr, M., Lauke, T.: „High-speed PIV Study on Trailing-Edge Noise Sources“, in: Raffel, M., Willert, C., Kompenhans, J., Wereley, S. (Hrsg.) Particle Image Velocimetry, 2nd Edition, Springer, Berlin-Heidelberg-New York.
- [11] [11] Herr, M.: „A Noise Reduction Study on Flow-Permeable Trailing-Edges“, Paper to be presented at the 8th ONERA-DLR Aerospace Symposium (ODAS), Göttingen, 17.-19. Oktober, 2007 (im Reviewprozess für Publikation in Aerospace Science and Technology).
- [12] [12] Lummer, M.: „Noise Shielding Analysis for Future Aircraft Configurations“, 7th ONERA-DLR Aerospace Symposium (ODAS), Toulouse/ France, October 4-6, 2006.
- [13] [13] Boden, F.; Delfs, J., Buchholz, H.: „Entwicklung einer neuartigen Laserschallquelle“ CD Conference Paper, 32. Jahrestagung für Akustik, Fortschritte der Akustik - DAGA 06, 20.-23. März, Braunschweig, 2006.

5. Umsetzung von Flugverfahren - Flight Management - Flight Control Systeme

5.1. Einleitung

Mit neuen lärmarmen Anflugverfahren kann im erweiterten Flughafenbereich eine theoretische, durchschnittliche Lärminderung von ca. 3 dBA erreicht werden, wie das DLR-Projekt „Leiser Flugverkehr“ [1] gezeigt hat. Der tatsächliche Flugbetrieb unterliegt jedoch sowohl Wind- und Wettereinflüssen als auch der Notwendigkeit, den Aufsetzpunkt möglichst zeitgenau zu erreichen, so dass entstehende Bahn- und Fluggeschwindigkeitsabweichungen den erwarteten Lärmvorteil wieder zunichte machen können.

Für eine Umsetzung der entwickelten, in tatsächliche, mit notwendiger Genauigkeit fliegbare Verfahren sind zusätzliche Schritte notwendig. So hat sich gezeigt, dass aufgrund der beschränkten Leistungsfähigkeit heutiger kommerzieller Flight Management Systeme (FMS) ein Segmented Continuous Descent Approach (SCDA), wie er im Projekt „Leiser Flugverkehr“ beschrieben wird, im sog. „Managed Mode“ nicht geflogen werden kann. Desweiteren liefert das Flight Control System (FCS) auch im sog. „Selected FPA Mode“ teilweise Schubreaktionen, die einer Lärmreduktion abträglich sind. Es müssen für eine Umsetzung also technische Lösungen bereitgestellt, d.h. Funktionen des Flight-Management-Systems (FMS) und Flight Control Systems (FCS) angepasst bzw. neugefasst werden, um das Lärminderungspotenzial von 3 dB auch flugbetrieblich realisieren zu können.

Dazu sind nach einer Definition realisierbarer Noise Abatement Prozedures (NAPs) und der daraus abgeleiteten Anforderungen an das Flight-Management-System (FMS) und das Flight Control System (FCS) entsprechende Systemfunktionen angepasst bzw. neugefasst, im ATTAS Bordrechner implementiert und im Flugversuch validiert worden. Parallel dazu wurde auch für den Airbus A330 das FMS angepasst und eine Erprobung auf dem A330 Simulator des Zentrums für Flugsimulation Berlin (ZFB) durchgeführt.

5.2. Definition von Flugverfahren und Ableitung von FMS / FCS Anforderungen

5.2.1. Einleitung

Aufbauend auf den Erkenntnissen des DLR-Projektes „Leiser Flugverkehr“, des BMWI geförderten Verbundvorhabens „Leiser Verkehr, Lärmoptimierte An- und Abflugverfahren (LAnAb)“ sowie der EU-Projekte SOURDINE II und AWIATOR lassen sich realisierbare, lärmreduzierte Anflugverfahren (Noise Abatement Prozedures, NAPs) definieren. Realisierbar bedeutet in diesem Zusammenhang:

- Fliegbar aus Flugleistungsgründen
- Fliegbar aus Flugsteuerungsgründen
- Fliegbar ohne kritische Erhöhung der Pilotenbelastung
- Einhalten von Sicherheitsrandbedingungen
- Einhalten von Wirtschaftlichkeitsrandbedingungen
- Kurz- bis mittelfristige Einführung in den operationellen Betrieb

Die Anforderungen an die Funktionalität von FMS / FCS leiten sich dann aus den definierten lärmreduzierten Flugverfahren ab.

5.2.2. Lärmreduzierte Anflugverfahren

Für die Landung eines Flugzeugs müssen während des Anflugs Höhe und Fluggeschwindigkeit in geeigneter, sicherer Art und Weise verringert werden. Als praktikabler Standard hat sich hierbei das Low Drag Low Power (LDLP) Verfahren etabliert, das auch als Frankfurter Verfahren bezeichnet wird. Der Name resultiert aus der Tatsache, dass Fahrwerk und Landeklappen für den Endanflug so spät wie möglich ausgefahren werden und nicht bereits kurz nach dem Einflug in den Gleitpfad, wie es beim herkömmlichen ILS-Anflug üblich ist. Dadurch wird der Anfangsteil des Endanfluges auf dem Gleitpfad mit geringem Widerstand (Low Drag) und damit verbunden geringerer notwendiger Triebwerksleistung (Low Power) durchgeführt, was deutlich weniger Fluglärm bedeutet.

Ein LDLP Anflug soll im Folgenden detailliert für ein Airbus Kurz-/Mittelstreckenflugzeug beschrieben werden. Ausgehend von einem Horizontalflug in einer Höhe von z.B. 7000 ft (2133 m) und einer Fluggeschwindigkeit von 250 kts (463 km/h) wird der Landeanflug mit einem Sinkflug eingeleitet (Abbildung 1). Bei konstant bleibender Fluggeschwindigkeit werden dazu die Triebwerke in den Leerlaufzustand versetzt, das Flugzeug verhält sich somit wie ein Segelflugzeug. Bahnwinkel und Sinkgeschwindigkeit stellen sich in Abhängigkeit von der aerodynamischen Gleitzahl, der Fluggeschwindigkeit, des Leerlaufschubes, des Fluggewichtes und der Windverhältnisse ein. Nach Erreichen der Zwischenanflughöhe, in der Regel 3000 ft (914 m) über dem mittleren Meeresspiegel (Mean Sea Level, MSL), wird wieder in den Horizontalflug übergegangen und der Schub erhöht, um einen zu frühen Geschwindigkeitsabbau im Horizontalflug zu vermeiden.

Die für die vorgesehene Landung notwendige Reduktion der Fluggeschwindigkeit wird bereits vor Erreichen des Gleitpfades durch eine erneute Schubrücknahme eingeleitet. Die sich daraufhin einstellenden niedrigeren Geschwindigkeiten erfordern das Ausfahren der Hochauftriebshilfen (Vorflügel und Hinterkantenklappen), um ausreichend Auftrieb zu erzeugen. So wird kurz vor Erreichen der Minimalgeschwindigkeit für eingefahrene Klappen (Reiseflugkonfiguration) das Ausfahren der ersten Konfigurationsstufe initialisiert. Nach einer weiteren Verzögerung wird die nächste Konfigurationsstufe eingenommen und bis zum Erreichen des Gleitpfades weiter verzögert. Beträgt dieser 3° wird er in ca. 9 nm (17 km) Entfernung vom vorgesehenen Aufsetzpunkt von unten angefliegen. Pilot oder Autopilot schwenken auf den Gleitpfad ein und folgen diesem bis zum Boden. Auf dem Gleitpfad verzögert das Flugzeug geringfügig weiter, während die Triebwerke im Leerlauf bleiben. In einer Höhe von ca. 2000 ft (609 m) wird das Fahrwerk ausgefahren, direkt gefolgt von den Konfigurationsstufen 3 und 4. Um die Landegeschwindigkeit zu halten, nachdem diese erreicht wurde, ist eine Anpassung des Triebwerksschubes notwendig. Vor Erreichen der sicheren Stabilisierungshöhe von 1000 ft (304 m) ist das Fahrwerk ausgefahren, die Hochauftriebshilfen in Landstellung, der Schub auf einen konstanten Wert eingestellt, Landegeschwindigkeit erreicht und die Endanflugbahn eingenommen.

Abbildung 2 zeigt Höhen- und Geschwindigkeitsverlauf, Schub, Klappenstellung und Fahrwerk, jeweils über dem Abstand zum vorgesehenen Aufsetzpunkt aufgetragen. Weiterhin gehen aus Abbildung 2 der Maximalschallpegel direkt unterhalb der Flugbahn und die Konturen verschiedener Pegelwerte hervor (berechnet mit der aktuellen SIMUL-Version von DLR-ASG). Deutlich zu sehen ist die Zunahme der Lärmimmission mit abnehmender Flughöhe sowie bei Erhöhung des Schubes auf der Zwischenanflughöhe und beim Stabilisieren nach Erreichen der Landegeschwindigkeit. Die Zunahme der Schallemission beim Ausfahren der Landeklappen auf der Zwischenanflughöhe wird durch die gleichzeitige Abnahme der Fluggeschwindigkeit zum Teil kompensiert. Betrachtet man die Schallpegelkonturen, dann sind die beschriebenen Effekte ebenso deutlich zu sehen. Die 55 dBA Kontur weist zwei „Inseln“ auf, die von der Schuberhöhung und dem Klappenfahren auf der Zwischenanflughöhe erzeugt werden.

Neben dem Höhenverlauf des LDLP ist in Abbildung 1 auch der eines Continuous Descent Approach (CDA) dargestellt. Das CDA Verfahren kann man noch nicht als Standard Verfahren bezeichnen, es findet aber zunehmend in verkehrsarmen Zeiten Anwendung. Der CDA zeichnet sich durch das Fehlen der Zwischenanflughöhe aus. Während beim LDLP Höhe und Geschwindigkeit getrennt verringert werden, wird dies beim CDA gleichzeitig gemacht. Dadurch liegt bis zum Erreichen des Gleitpfades immer eine größere Höhe vor. Auf dem Gleitpfad unterscheidet sich der CDA nicht mehr vom LDLP.

Da beim CDA die Verzögerung auf einer geneigten Bahn erfolgt und dadurch eine längere Zeit in Anspruch nimmt als beim LDLP, muss mit dem Vorgang früher begonnen werden. Dies bedeutet aber auch, dass bei einem größeren Abstand zum Aufsetzpunkt konfiguriert werden muss, wobei der damit verbundene Lärmanstieg in der Regel durch die größere Flughöhe kompensiert wird.

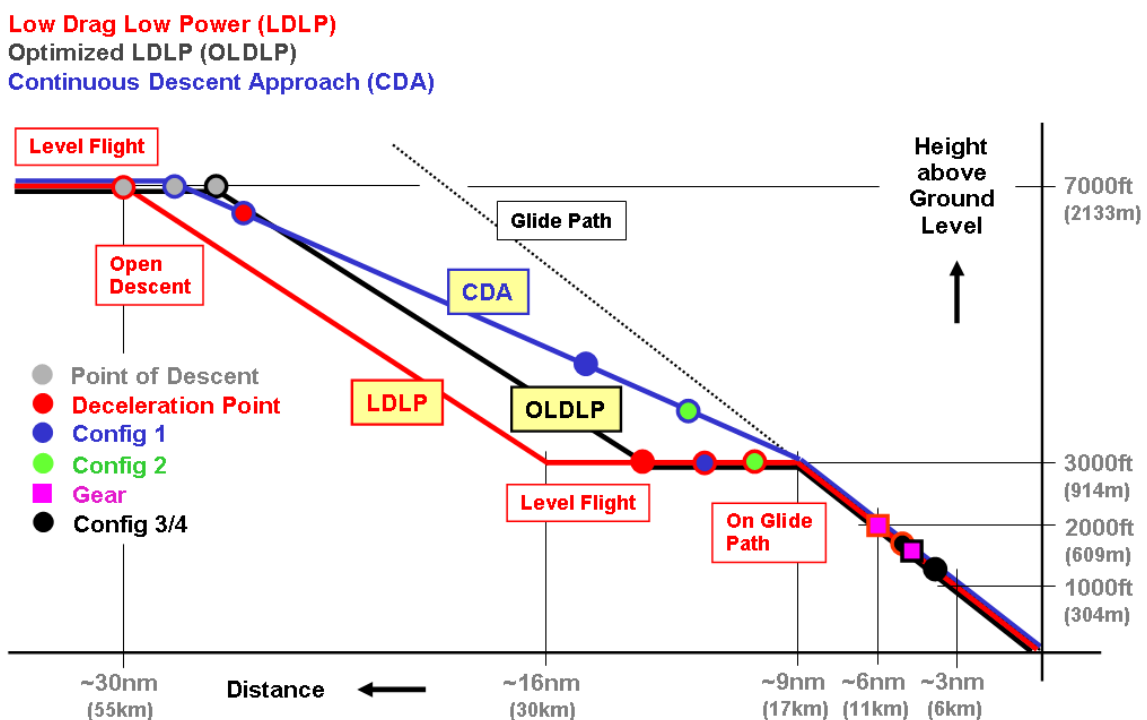


Abbildung 1 Anflugverfahren (LDLP, OLDLP und CDA)

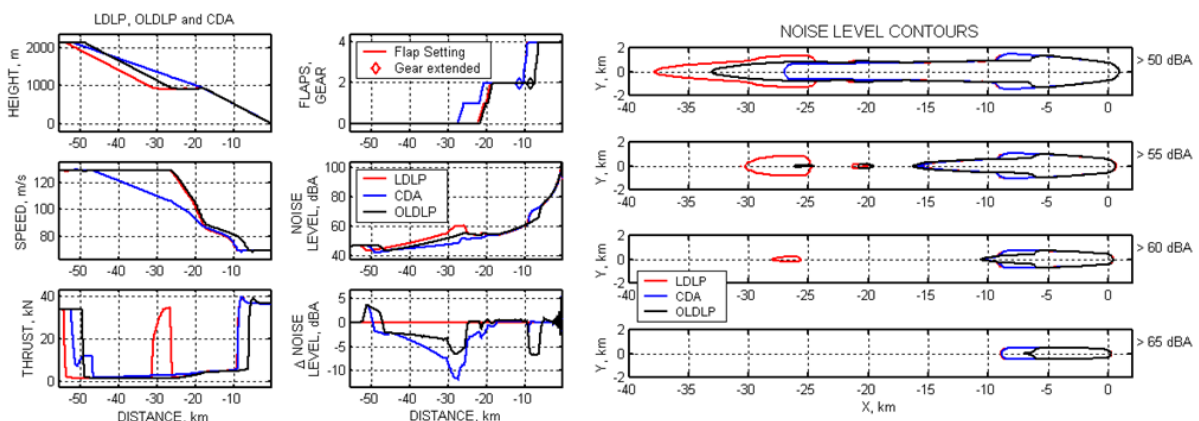


Abbildung 2: Flugzustandsgrößen und Schallpegelkonturen (LDLP, OLDLP und CDA)

Im Hinblick auf eine Verbesserung der Lärmsituation sind grundsätzlich emissions- und immisionsseitige Maßnahmen denkbar, d.h. eine flugverfahrensbedingte Verringerung des Quellenlärms von Triebwerk und Zelle und eine Vergrößerung des Abstands zum Erdboden. Beides kann mitläufig aber auch gegenläufig sein. Eine größere Flughöhe kann bedeuten, dass mit einem steileren Bahnwinkel geflogen werden muss, der sich, wenn die Triebwerke schon im Leerlauf sind, nur durch einen erhöhten Widerstand erzeugen lässt. Zusätzlicher Widerstand ist jedoch nur durch ein Ausfahren von Spoilern, Landeklappen oder Fahrwerk erreichbar, was wiederum mehr Lärm verursacht.

Für die Flugverfahren mit Zwischenanflughöhe bieten sich zwei Maßnahmen an, um eine Lärmreduktion zu erreichen. Dies ist zum einen eine Verkürzung der Strecke, so dass der Schub im Horizontalflug nicht angehoben werden muss, und zum anderen ein weiteres Absenken der Stabilisierungshöhe im Endanflug (späteres Ausfahren des Fahrwerks und der Landeklappen).

Abbildung 1 und 2 zeigen einen derartig optimierten Low Drag Low Power Anflug (OLDLP). Der Anflug liefert durch das spätere Ausfahren des Fahrwerks auch bei höheren Schallpegeln eine deutliche Verringerung der Konturflächen. Bei niedrigeren Pegeln liegen die Konturflächen zwischen LDLP und CDA.

Eine weitere Möglichkeit den OLDLP in Hinblick auf die Lärmimmission zu verbessern besteht in der Anhebung des Gleitpfades (Abbildung 3). Beim Steep-Low-Drag-Low-Power (SLDLP) gilt, dass im Endanflug der Abstand zum Boden größer wird und ein niedrigerer Schub notwendig ist, um das Flugzeug auf dem steileren Gleitpfad zu stabilisieren. Beides verringert die Schallpegelwerte am Boden. Allerdings sind dem Verfahren aus Flugleistungs- und Flugsicherheitsgründen enge Grenzen gesetzt. So erreicht die Sinkgeschwindigkeit bei einer Anhebung des Gleitpfades von 3° auf 4° bereits die kritische Grenze von 1000 ft/min und der notwendige Widerstand für die steilere Bahn muss durch geeignete Maßnahmen, wie z.B. ein Vorziehen der Konfigurationsstufe 3 (Abbildung 3), sichergestellt sein.

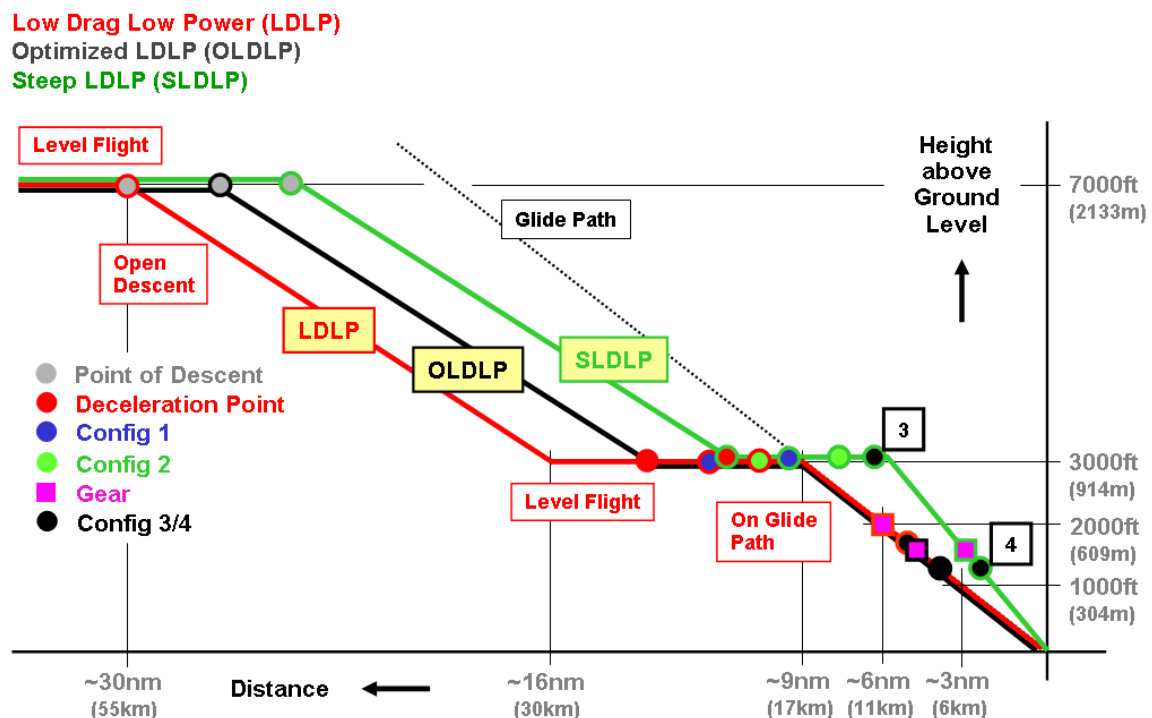


Abbildung 3: Anflugverfahren (LDLP, OLDLP und SLDLP)

Gegenüber dem OLDLP erreicht man mit dem SLDLP eine weitere Schallpegelabsenkung und zwar besonders bei den hohen Pegelwerten (Abbildung 4).

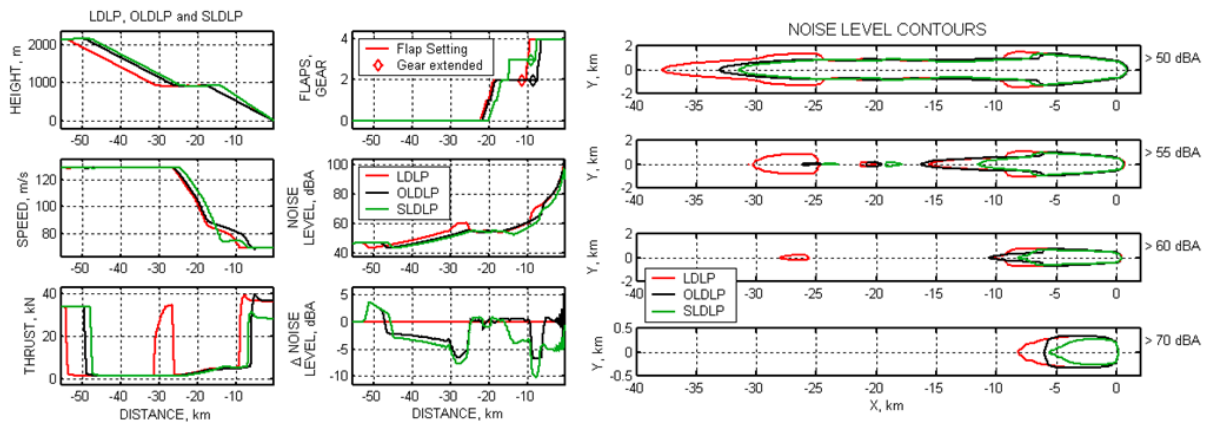


Abbildung 4: Flugzustandsgrößen und Schallpegelkonturen (LDLP, OLDLP und SLDLP)

Auch beim CDA-Verfahren sind weitere Lärmreduktionen denkbar. Die größten Überflughöhen entstehen, wenn das Flugzeug bereits in der Ausgangshöhe voll durchkonfiguriert wird und dann im steilen Sinkflug den Gleitpfad von oben einfliegt. Dieser als Advanced-CDA (ACDA) bezeichnete Anflug ist in (Abbildung 5) dargestellt. Hohe Sinkgeschwindigkeiten liegen beim ACDA nur oberhalb von 2000 ft vor und sind damit nicht sicherheitskritisch. Auch der Einflug in den Gleitpfad von oben stellt, jedenfalls für das FCS der Airbus Flugzeuge, kein Problem dar, wie Untersuchungen im Full Flight Simulator gezeigt haben [2]. Problematisch kann allerdings das Durchkonfigurieren im Horizontalflug werden, wenn dies mit Leerlaufschub durchgeführt wird. Bei einer zu hohen Verzögerung und relativ langsam ausfahrenden Klappen besteht die Gefahr, dass die Minimalgeschwindigkeiten erreicht werden bevor die Klappen vollständig ausgefahren sind. Hat das FCS eine sog. Speed Protection, dann wird der Schub hochgesetzt, um den zu starken Geschwindigkeitsabbau zu verhindern, es entsteht Lärm. In diesem Fall ist es sinnvoll, die Verzögerung nicht mit Leerlaufschub durchzuführen oder eine leicht geneigte Bahn einzunehmen. Der ACDA weist zwar in einem Abstand von mehr als 6 nm vom vorgesehenen Aufsetzpunkt die größte Lärminderung auf (Abbildung 6), hat aber durch eine lange Flugzeit und den damit verbundenen erhöhten Treibstoffverbrauch wirtschaftliche Nachteile (siehe auch Abbildung 8).

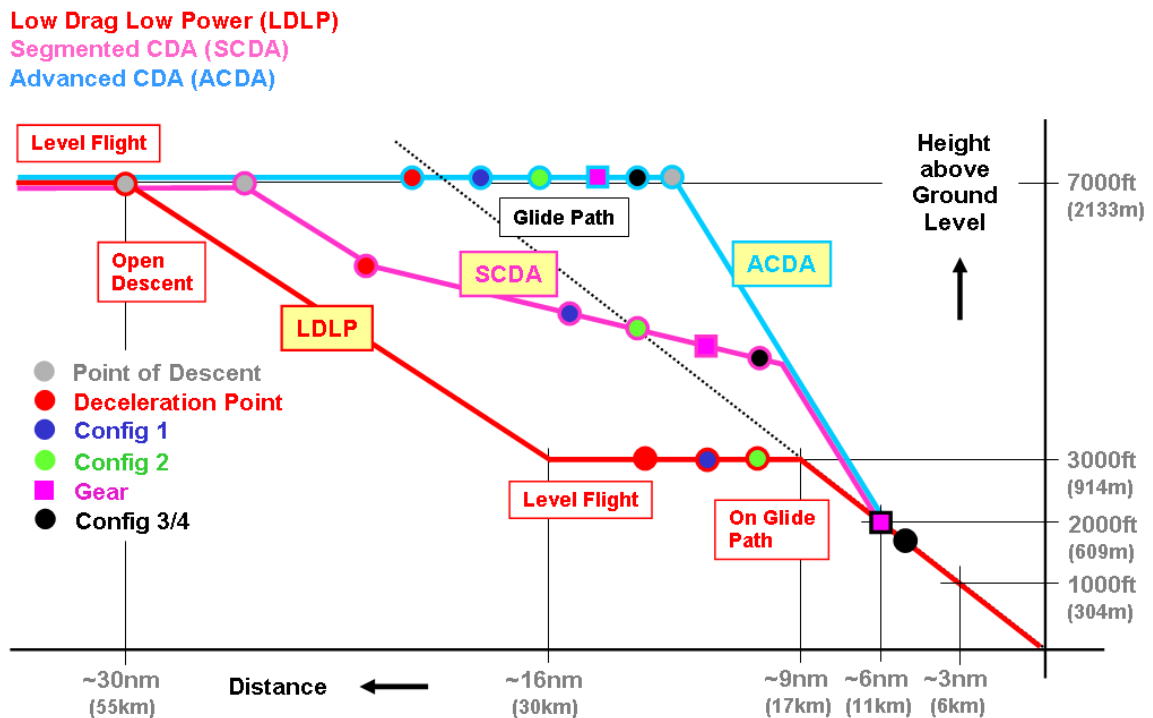


Abbildung 5: Anflugverfahren (LDLP, SCDA, ACDA)

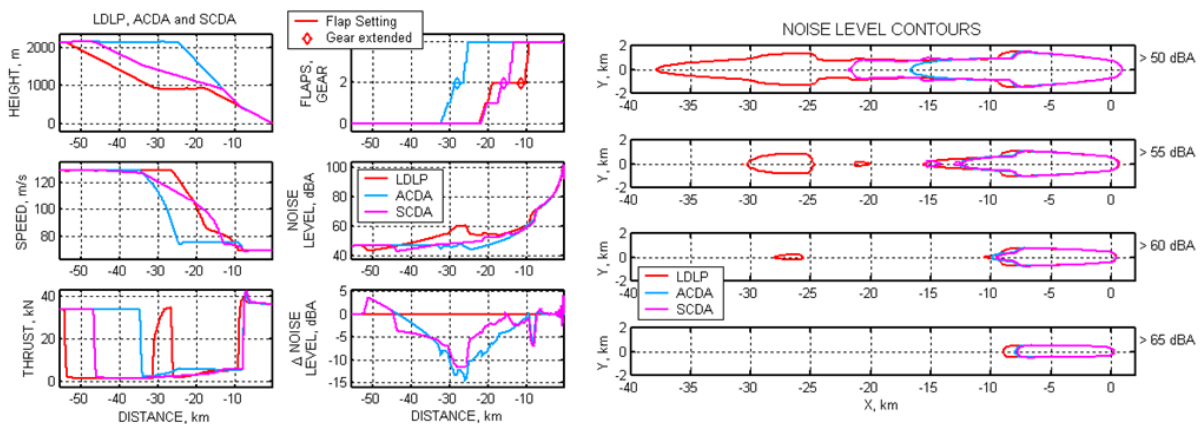


Abbildung 6: Flugzustandsgrößen und Schallpegelkonturen (LDLP, SCDA und ACDA)

Einen guten Kompromiss zwischen Lärmreduktion und Erhalt der Wirtschaftlichkeit stellt das SCDA-Verfahren (Segmented Continuous Descent Approach) dar (Abbildung 5). Der SCDA beginnt mit einem Open Descent wie der LDLP, verzögert auf einer geneigten Bahn wie der CDA, allerdings mit vollständigem Durchkonfigurieren, nimmt dann eine steile Anflugbahn ein wie der ACDA und erreicht den Gleitpfad letztendlich von oben. Von allen dargestellten Verfahren stellt der SCDA die höchsten Anforderungen an den Piloten und das Flight Management System. Die Pilotenbelastung beim SCDA wurde in umfangreichen Full Flight Simulator Studien (A320 LFT Frankfurt und A330 ZFB Berlin) untersucht [2]. Ausgehend vom SCDA sollen die Anforderungen an FMS und FCS für Bahn- und Zeitgenauigkeit entwickelt werden.

In den Abbildung 7 und 8 ist ein Vergleich der Lärmimmissionen anhand von Pegelflächen und ein Vergleich der Wirtschaftlichkeit anhand von Zeitbedarf und Treibstoffverbrauch für die verschiedenen Anflugverfahren durchgeführt worden. Dabei stellt sich für niedrige Pegelwerte das

ACDA-Verfahren am besten dar, während für hohe Pegelwerte der SLDLP die größte Reduktion gegenüber dem Standardverfahren LDLP aufzeigt. Bei Zeitbedarf und Treibstoffverbrauch schneidet der ACDA am schlechtesten ab, die optimierten LDLP-Verfahren am besten. Es wird deutlich, dass der SCDA ein guter Kompromiss zwischen Lärmreduktion und Erhalt der Wirtschaftlichkeit ist, wobei die Lärmreduktion durch einen steileren Endanflug noch vergrößert werden könnte, was allerdings die Umsetzbarkeit beeinflussen würde.

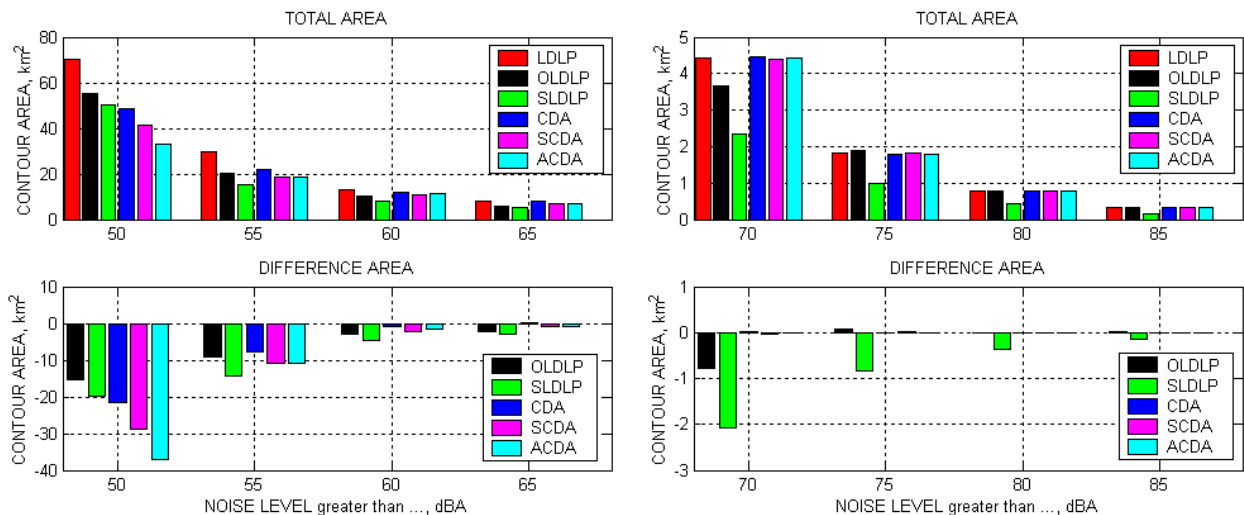


Abbildung 7: Konturflächen unterschiedlicher Schallpegel für verschiedene Anflugverfahren

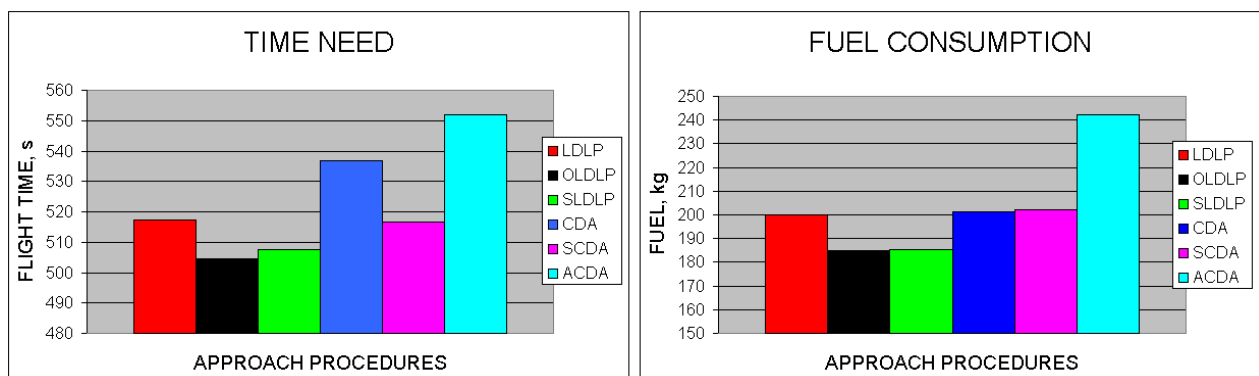


Abbildung 8: Zeitbedarf und Treibstoffverbrauch für verschiedene Anflugverfahren

Zusammenfassend ist zur Definition von lärmarmen Flugverfahren zu sagen:

- Der LDLP beinhaltet weiteres Potential zur Lärmreduktion, wie das Einhalten eines optimalen „Point of Descent“ und die Reduzierung der Stabilisierungshöhe (OLDLP).
- Herkömmliche CDA-Verfahren verzichten auf die Zwischenanflughöhe und verringern die Fluggeschwindigkeit bereits im Sinkflug. Die größere Flughöhe vor Erreichen des Gleitpfades führt zu Lärmreduktionen bei niedrigen Ausgangspegeln.
- Erweiterte CDA-Verfahren, wie SCDA und ACDA, erreichen den Gleitpfad auf einer steilen Bahn in einer niedrigeren Höhe von oben, wodurch sowohl eine größere, als auch eine örtlich weiter ausgedehnte Lärmreduktion möglich wird.

- Steile Anflugverfahren bis an den Boden, wie der SLDLP, mindern sowohl durch größere Überflughöhen als auch durch den geringeren Stabilisierungsschub die höheren Lärmpegel in Flughafennähe.
- Alle beschriebenen Verfahren können in ihren Eckpunkten so ausgelegt werden, dass Sicherheitsrandbedingungen nicht verletzt werden.
- Im Vergleich zum LDLP verringern sich bei seinen Varianten OLDLP und SLDLP Zeitbedarf und Treibstoffverbrauch, beim CDA nimmt der Zeitbedarf durch den früheren Abbau der Geschwindigkeit jedoch zu, während der Treibstoffverbrauch nahezu gleich bleibt.
- Der ACDA beinhaltet zwar die größte Lärmreduktion, zeigt jedoch eine deutliche Zunahme von Zeitbedarf und Treibstoffverbrauch.
- Der SCDA stellt den besten Kompromiss zwischen einer Verringerung der Umweltbelastung durch Fluglärm und dem Erhalt von Wirtschaftlichkeit dar.
- Eine Umsetzung des SCDA kann ohne eine Veränderung des Gleitpfadwinkels erfolgen.

5.2.3. Erkenntnisse aus anderen Projekten

Das SCDA-Verfahren wurde in den Projekten „Leiser Flugverkehr“ und „Lärmoptimierte An- und Abflugverfahren (LAnAb)“ intensiv bearbeitet. Im Rahmen von LAnAb erfolgten Untersuchungen der Fliegbarkeit des Verfahrens unter Einsatz von insgesamt 44 Piloten im A320 Full-Flight-Simulator der Lufthansa in Frankfurt und A330 Test-Simulator des Zentrums für Flugsimulation in Berlin. Diese haben zu folgenden Erkenntnissen geführt:

- Die grundsätzliche Fliegbarkeit mit heutigem Ausrüstungsstand konnte nachgewiesen werden
- Eine kritische Zunahme der Pilotenbelastung ist nicht erfolgt.
- Auch ohne zusätzliche Störungen von außen (Wind, usw.) sind die Vorgaben und damit die Sollbahn häufig nur ungenügend eingehalten worden (Abbildung 9).
- Durch eine unpräzise Bahn kann aus einer vorgesehenen Lärminderung durchaus eine Lärmzunahme werden (Abbildung 9).
- Eine genaue, zuverlässige und sichere Bahnführung ist nur durch eine verbesserte bordseitige Ausrüstung möglich.
- Die Weiterentwicklung von Flight Management Systemen und Autopilotenfunktionen ist für zukünftige lärmoptimale Anflugverfahren zwingend notwendig.

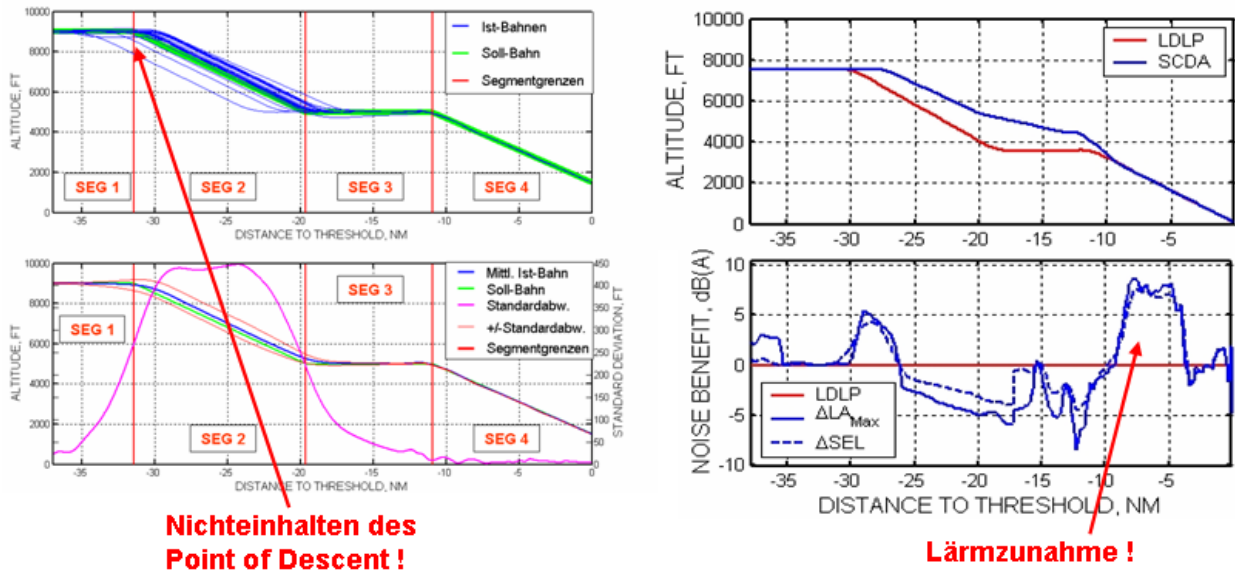


Abbildung 9: Erkenntnisse aus anderen Projekten

5.3. Anforderungen an Flight Management (FMS) und Flight Control Systeme (FCS)

Am Beispiel des SCDA-Verfahrens zeigt Abbildung 10 Mindestanforderungen an das Flight Management und das Flight Control System für die einzelnen Bahnsegmente. Einer zentralen Bedeutung kommt dabei der Bestimmung des "Point of Descent (POD)" oder "Top of Descent (TOD)" zu, da hier ausgeprägte Abhängigkeiten von der aktuellen Windgeschwindigkeit und vom Fluggewicht bestehen. Ein nicht richtig bestimmter TOD hat einen großen Einfluss auf den weiteren Bahnverlauf und kann beim SCDA dazu führen, dass das Flugzeug früher als vorgesehen den Gleitpfad erreicht, was dazu führt, dass der Schub früher erhöht werden muss und sich damit auch der Lärm erhöht.

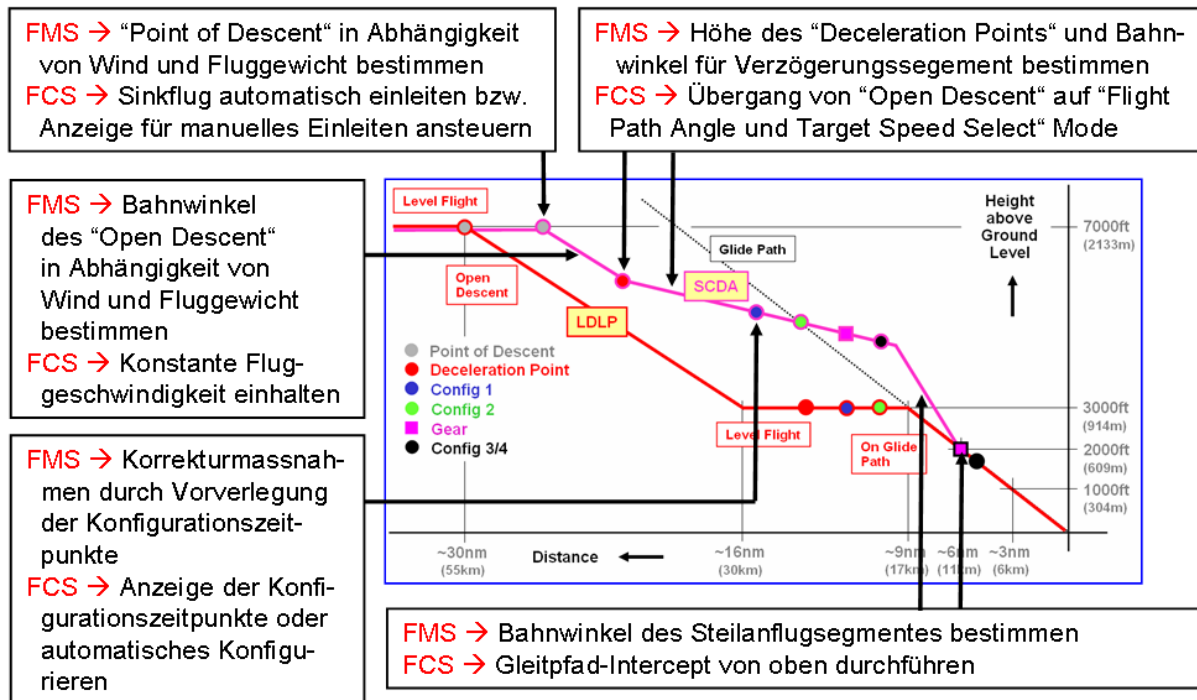


Abbildung 10: Mindestanforderungen an FMS / FCS am Beispiel des SCDA-Verfahrens

In der Tabelle 1 ist der Anflug unabhängig von vordefinierten Verfahren in mögliche Segmente unterteilt und für jedes Segment sind die vollständigen Anforderungen an FMS / FCS aufgestellt.

5.4. Zusammenfassung

Aufbauend auf den Erkenntnissen des Projektes „Leiser Flugverkehr“, des Verbundvorhabens „Leiser Verkehr, Lärmoptimierte An- und Abflugverfahren (LAnAb)“ und der EU-Aufgaben SOURDINE II und AWIATOR konnten realisierbare Anflugverfahren definiert und daraus Anforderungen an Flight Management und Flight Control Systeme abgeleitet werden. Realisierbarkeit bedeutete in diesem Zusammenhang die Fliegarkeit aus Flugleistungs- und Flugsteuerungsgründen, das Einhalten von Sicherheits- und Wirtschaftlichkeitsrandbedingungen und der Zeitpunkt einer möglichen Einführung in den operationellen Betrieb. Untersucht, bewertet und ausgewählt wurden die Anflugverfahren unter Verwendung des eigens zur Flugbahnsimulation entwickelten MATLAB / SIMULINK Programmes NAPSIM (Noise Abatement Procedure Simulation) und des FORTRAN Programmes SIMUL zur Schallpegelberechnung. Lärmreduzierte Anflugverfahren lassen sich prinzipiell in zwei Hauptgruppen unterteilen und zwar in Verfahren mit Zwischenanflughöhe (LDLP – Low Drag Low Power) und in Verfahren mit kontinuierlichem Sinkflug (CDA – Continuous Descend Approach). Beides wird bereits heute mehr oder weniger erfolgreich praktiziert. Darüber hinaus gehende Lärmreduzierung ist nur durch Abwandlung und Kombination von LDLP und CDA möglich. Als bester Kompromiss zwischen Lärmreduzierung, Wirtschaftlichkeit, Sicherheit und Umsetzbarkeit hat sich in den Untersuchungen der Segmented Continuous Descend Approach (SCDA) ergeben, der allerdings manuell bei unterschiedlichen Wetterbedingungen kaum mit der erforderlichen Bahngenaugigkeit fliegar ist. Entsprechend wurden die Anforderungen an FMS/FCS aus dem SCDA abgeleitet.

Tabelle 1: Vollständige Anforderungen an FMS / FCS

SEGMENT	ANFORDERUNG AN DAS FMS	ANFORDERUNG AN DAS FCS
LEVEL FLIGHT - Procedure Start -	<ul style="list-style-type: none"> ➤ Berechnung des Windprofils ➤ Berechnung der Massenabnahme ➤ Berechnung der Bahn (POD, ...)+Conf. ➤ Vorgabe des POD an das FGS 	<ul style="list-style-type: none"> ➤ Einleiten eines Sinkfluges am POD
OPEN DESCENT	<ul style="list-style-type: none"> ➤ kalkuliert für Power idle vom POD bis Decel. P. / Level Off abhängig von Wind und Massenabnahme (MANAGED OPEN DESCENT) ➤ ggf. Neuberechnung Decel. Point / Level Off + Conf. 	<ul style="list-style-type: none"> ➤ Vergleich Soll-, Istbahn ➤ Anzeige der vert. Ablage ➤ Korrekturkommandos (Pitch, Spoiler) ----- ➤ Halten der Soll Bahn bei max. Speed und Power Idle mittels Pitch- oder Widerstandsänderung (Auto Speedbrakes / TED´s)
POWERED DESCENT	<ul style="list-style-type: none"> ➤ kalkuliert für geringe N1 vom POD bis Decel. P. / Level Off abhängig von Wind und Masse 	<ul style="list-style-type: none"> ➤ Vergleich Soll-, Istbahn ➤ Anzeige der vert. Ablage ➤ Korrekturkommandos (Power, Pitch) ----- ➤ Halten der Sollbahn bei max. Speed mit angepasstem Powersetting (Auto Thrust)
SEGMENT	ANFORDERUNG AN DAS FMS	ANFORDERUNG AN DAS FCS
DECELERATED DESCENT	<ul style="list-style-type: none"> ➤ Berechnung des Decel. P. & eines FPA für Power Idle & eine segmentlängenabhängige Verzögerung bis G/S Intercept mit Konfigurieren von CLEAN auf CONF.1 	<ul style="list-style-type: none"> ➤ Vergleich Soll-, Istbahn ➤ Anzeige der vert. Ablage / Speedabl. ➤ Kommandos für Pitch & Conf. ----- ➤ Halten der Sollbahn bei gegeb. Verz. und Power Idle mittels Pitch- oder Konfigurationsänderung (Auto Conf. / Semi-auto Conf.)
DECELERATED LEVEL FLIGHT	<ul style="list-style-type: none"> ➤ Berechnung des Decel. P. für Power Idle, Level Flight und entsprechender Verzögerung bis G/S Intercept mit Konfiguration von CLEAN auf CONF.1 	
STEEP DESCENT	<ul style="list-style-type: none"> ➤ Berechnung des Bahnwinkels und des Startpunktes für das Steilflugsegment ausgehend von G/S Intercept in 1500ft ➤ Berücksichtigung des Konfigurierens bis Conf. FULL (max./min. Speed) 	<ul style="list-style-type: none"> ➤ Vergleich Soll-, Istbahn ➤ Anzeige der vert. Ablage / Speedabl. ➤ Kommandos für Pitch & Conf. ➤ G/S Intercept von oben ----- ➤ Halten der Sollbahn bei Power Idle mittels Pitch- oder Konfigurationsänderung (Auto Conf. / Semi-auto Conf.)
GLIDE SLOPE DESCENT	- Keine -	<ul style="list-style-type: none"> ➤ Bahnregelung + Verzögerung bis VAPP und CONF. FULL

5.5. Erweiterungen von FMS/FCS- Funktionen mit Erprobung im E-Cockpit

Im HGF/DLR-Projekt „Leiser Flugverkehr“ wurde nachgewiesen, dass eine relevante Reduktion von Lärm durch Anwendung lärmarmen Anflugprozeduren theoretisch erreichbar ist. Hohe Arbeitsbelastung beim Piloten und unzureichende Abfluggenauigkeit der Verfahren vernichteten häufig die vorhergesagten Lärmvorteile und führten teilweise sogar zu Erhöhung der Lärmmissionen am Boden im Vergleich zu heute üblichen Anflugprozeduren.

Im Rahmen des Folgeprojektes „Leiser Flugverkehr II“ wurde das Advanced Flight Management System (AFMS) des Instituts für Flugführung um Noise Abatement Procedures (NAPs) erweitert, um Luftfahrzeuge automatisiert und hochpräzise entlang berechneter 4D-Flugbahnen zu führen.

Im Vorgängerprojekt „Leiser Flugverkehr“ wurde das theoretische Lärminderungspotential von NAPs nachgewiesen. Die praktische Umsetzung im A330-300 Fullflight-Simulator des ZFB in Berlin zeigte, dass die manuelle Umsetzung der Verfahren in der Praxis eine hohe Arbeitsbelastung beim Piloten und eine unzureichende Genauigkeit der abgeflogenen Bahn mit sich bringt.

So wurde etwa der Top of Descent (TOD) nur mit einer Genauigkeit von ± 3 NM eingehalten (siehe Abbildung 11). Handelt es sich um einen Continuous Descent Approach (CDA), so führt diese Ungenauigkeit zu zusätzlichem Lärm. Ein zu früh eingeleitetes Sinken erfordert ein zusätzliches Levelsegment in geringer Höhe und damit in der Regel zusätzlichen Schub. Ein zu spät eingeleitetes Sinken führt zu einem Energieüberschuss, der mit dem lärmintensiven Setzen von Flightspoilern abgebaut werden muss. Ungenaueres Abfliegen von NAPs führt häufig zu mehr Lärm als heute geflogene Standardprozeduren.

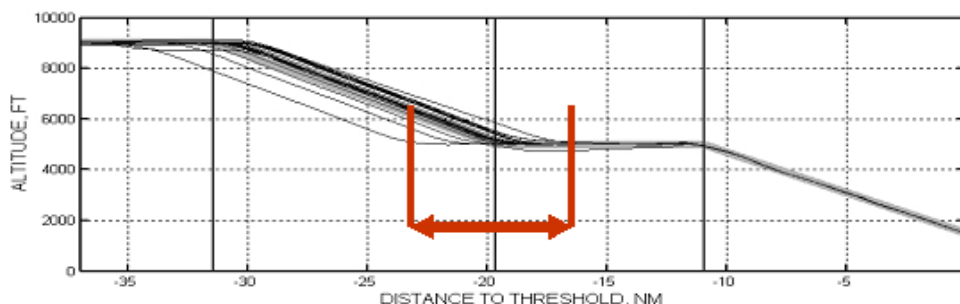


Abbildung 11: Unzureichende Abfluggenauigkeit vernichtet Lärminderungspotenzial

Das volle Lärminderungspotential ist nur erreichbar, wenn die vorgeschlagenen Verfahren präzise abgeflogen werden. Das Institut für Flugführung hat dafür das hauseigene Advanced Flight Management System zur Pilotenunterstützung eingesetzt. Im Programme for Harmonized Air traffic management Research in Eurocontrol (PHARE) wurde das Advanced Flight Management System (AFMS) entwickelt und seither ständig im Institut für Flugführung weiterentwickelt.

Das AFMS ist ein Modul zur Berechnung von 4D-Flugbahnen (der 3-dimensionale Ort und die Sollzeit zu jedem Punkt) unter Berücksichtigung der Vorgaben von ATC, des Wetters, der Leistungsparameter des Flugmusters und wirtschaftlichen Kriterien (z.B. so lange wie möglich in Reiseflughöhe bleiben). Die hochpräzise 4D-Bahn kann mit ATC über das AFMS verhandelt werden, sofern ein Datenlink besteht. Die 4D-Flugführungsfunktion des AFMS lenkt das Luftfahrzeug entlang der aktivierten Flugbahn. Angesteuert wird das AFMS über ein interaktives Navigationsdisplay.

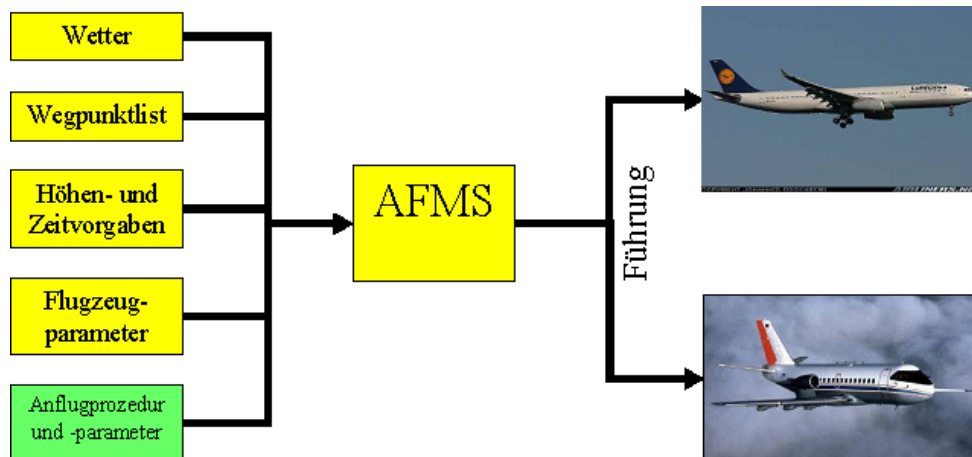


Abbildung 12: Das AFMS mit Ein- und Ausgaben

Dargestellt in Abbildung 12 sind die Ein- und Ausgaben des AFMS-Moduls. Eine Wegpunktliste definiert nicht nur Start- und Zielflughafen, sondern auch die zu fliegende Route. Entlang der Route kann der Pilot (zum Beispiel auf Aufforderung von ATC) Höhen- und Zeitvorgaben setzen. Die Flugzeugparameter definieren die Leistungsdaten, die mit dem vorliegenden Muster fliegbar sind. Das DLR benutzt für das AFMS die von Eurocontrol veröffentlichte Base of Aircraft Data (BADA)-Daten [3], die zurzeit in der Version 3.6 mit 295 verschiedenen Flugmustern vorliegen. Für den Zeitraum der Flugversuche wurde jeweils der Wind in das AFMS hochgeladen, der vom Deutschen Wetterdienst zur Verfügung gestellt wird.

Zur berechneten 4D-Flugbahn generiert das AFMS Führungskommandos, die im Projekt LFKV II sowohl den ZFB Full Flight Simulator A330-300 als auch den DLR Flugversuchsträger ATTAS auf Kurs halten. Erweitert wurde das AFMS im Rahmen von LFKV II um lärmarme Anflugprozeduren.

Abbildung 13 zeigt die drei implementierten Anflugverfahren

- Der Low Drag Low Power (in Orange und Blau) beinhaltet genau ein Level-Segment, dass in Länge und Höhe konfigurierbar ist. Das Level-Segment ermöglicht den Abbau von Fehlern vor dem Endanflug. Der LDLP wird in nicht optimierter Form heute oft eingesetzt.
- Der Continuous Descent Approach (in Grün) hat kein Level-Segment. Das Luftfahrzeug „segelt“ vom Top of Descent (TOD) bis zum Gleitpfad. Eine exakte Berechnung des TOD ist essentiell. Da der Ausdruck CDA in der Literatur leider nicht stringent verwendet wird, hier die Eigenschaften des DLR-CDAs:
 - Vom TOD aus bis zum Anschneiden des Gleitpfades gibt es kein Level-Segment.
 - Der Sinkflug wird mit Leerlaufschub berechnet und geflogen. Sinkrate und Sinkwinkel sind während des Sinkflugs dadurch nicht notwendigerweise konstant. Durch den Leerlaufschub werden sowohl Triebwerkemissionen als auch Immissionen am Boden durch die größere Höhe reduziert.
 - Das vertikale Profil wird unabhängig vom lateralen Pfad errechnet, dies ermöglicht Spezialanflüge wie gekrümmte Endanflüge.
- Ein CDA mit den beschriebenen Eigenschaften wird in der Fachliteratur häufig als Advanced Continuous Descent Approach bezeichnet. Um Verwechslungen mit dem in diesem Bericht bereits vorgestellten ACDA-Verfahren auszuschließen, wird der Anflug im Folgenden CDA genannt.

- Der Segmented Continuous Descent Approach (in Schwarz und Rot) konfiguriert das Flugzeug sehr früh (Fahrwerk und Flaps), um einen steilen Sinkflug durchzuführen. Start- und Zielhöhe des steilen Sinkflugs sind konfigurierbar. Durch das Steilflugsegment sinkt das Luftfahrzeug später, hat mehr Abstand zum Boden und somit eine größere Lärmdämpfung. Die frühe Konfiguration erzeugt allerdings mehr Air-Frame-Noise.

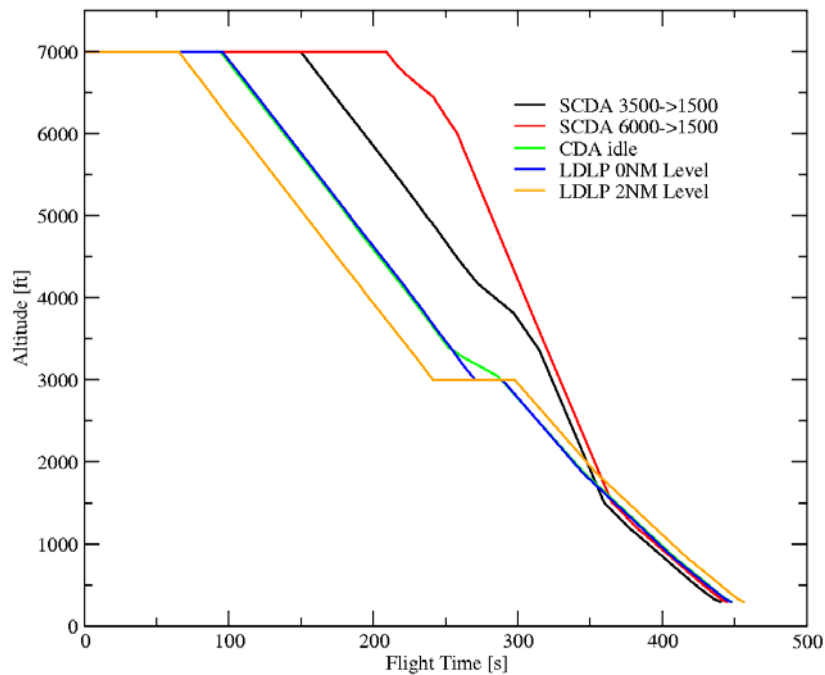


Abbildung 13: Im AFMS integrierte Anflugprozeduren

Abbildung 14 zeigt 2 Beispielflugbahnen, die mit dem AFMS berechnet sind. Bereits beim Start in Zürich/Bologna ist auf wenige Sekunden genau bekannt, wann und wo der Sinkflug beginnt und wann das Luftfahrzeug in Frankfurt aufsetzt.



Abbildung 14: 4D-Flugbahnen berechnet mit dem AFMS

Durch Simulatorversuche mit dem A330-300 ZFB Simulator (siehe Kapitel 5.5.1) und dem ATTAS VFW614 (siehe Kapitel 5.7) wurde nachgewiesen, dass mit Hilfe des AFMS die errechneten theoretischen Lärmvorteile beim Einsatz von Noise Abatement Procedures in die Praxis übertragbar sind.

Das AFMS führte dabei automatisch entlang der berechneten 4D-Flugbahn. Auch die Konfigurationszeitpunkte von Flaps und Fahrwerk sind in der 4D-Flugbahn berücksichtigt. Mit Ausnahme des Fahrwerks beim ATTAS wurde das Luftfahrzeug vom AFMS automatisch konfiguriert, hierfür waren diverse Anpassungen des Flight Control Systems notwendig. Das ATTAS Fahrwerk wurde aus Sicherheitsgründen auf Anforderung auf dem interaktiven Navigationsdisplay vom Piloten ausgefahren. Das Navigationsdisplay wurde vom Piloten über ein Touchpad bedient, das auf einem Kniebrett befestigt war. Das Navigationsdisplay wurde im Rahmen von LFVK II erweitert, sodass die Anflugverfahren über die Mensch-Maschine-Schnittstelle anwählbar und konfigurierbar sind.

Berechnungsungenauigkeiten führen dazu, dass die vom AFMS berechnete 4D-Flugbahn nicht exakt eingehalten werden kann. Dabei kann entweder die Höhe zu Ungunsten der Geschwindigkeit geführt werden, die Geschwindigkeit zu Ungunsten der Höhe oder eine Mischung aus beidem.

Das AFMS versucht, die korrekten Zielzeiten über die Geschwindigkeit einzuhalten und baut bei ungenau berechneten Flugbahnen Höhenfehler auf. In den Flugversuchen traten Höhenfehler von $\pm 150\text{ft}$ auf. Diese Höhenfehler müssen allerdings vor der Landung noch korrigiert werden, um den Gleitpfad höhengenaue anzuschneiden. Ein positiver Höhenfehler wird durch früheres Konfigurieren bereinigt, ein negativer Höhenfehler durch ein flacheres Sinksegment mit früher einsetzendem Schub auf dem Gleitpfad.

Abbildung 15 zeigt den Lärm unter der Flugbahn für verschiedene Verfahren, berechnet mit SIMUL. Das Referenzverfahren LDLP ist in Schwarz abgebildet, der perfekt passende CDA in Rot. In Schwarz und Grau gestrichelt ist eingezeichnet, wie sich die Lärmspur verändert für einen exemplarischen Höhenfehler von 300ft. Obwohl die 300ft im Vergleich zu den Flugversuchsergebnissen hoch gewählt sind, sind keine essentiellen Änderungen zu sehen. Erst bei positiven 500ft Höhenfehler (500ft zu hoch) wäre das CDA-Verfahren durch das erforderliche frühere Konfigurieren stellenweise erheblich lauter als das LDLP Referenzverfahren.

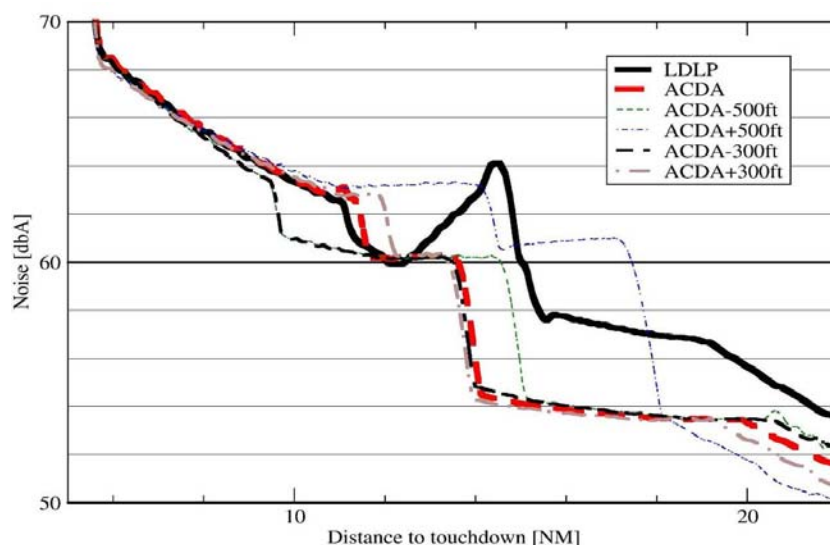


Abbildung 15: Lärm unter der Flugbahn für verschiedene Verfahren

5.5.1. Anpassung und Integration von FMS/FCS Funktionen A330 Simulator des ZFB

Die Versuche im A330 Simulator im ZFB zeigen, dass das vom DLR entwickelte AFMS sich auf beliebige Verkehrsflugzeugtypen portieren lässt. An dieser Stelle möchten wir uns herzlich für die konstruktive Zusammenarbeit bei den Kollegen vom ZFB bedanken, die wesentlich zum Gelingen der A330-Versuche beigetragen haben. Der Full-Flight-Simulator des ZFB ist in Abbildung 16 zu sehen.

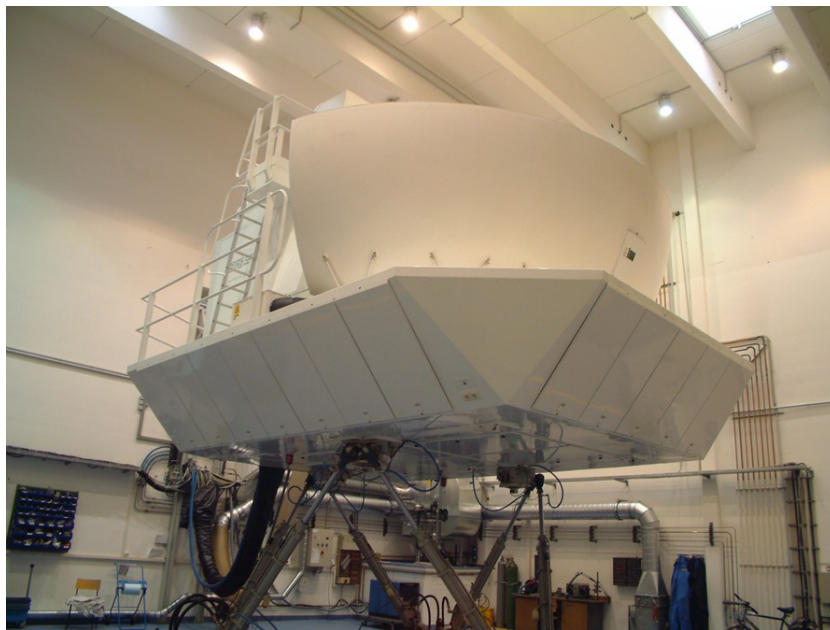


Abbildung 16: Der Full-Flight-Simulator im ZFB

Zur Ansteuerung des A330 durch das AFMS greift dieses anstelle des Original-FMS von Airbus auf die Schnittstelle des A330-Autopiloten zu. Beim AFMS des DLR und beim FMS und Autopiloten von Airbus handelt es sich um vollkommen eigenständige Systeme, bei deren Entwicklung eine Kompatibilität untereinander kein Kriterium war. Daher mussten die Führungskommandos des AFMS eigens für die Versuche im Projekt LFVK II an die Möglichkeiten des A330-Autopiloten angepasst werden. Vorbereitende Integrationsarbeiten dazu sind bereits 2001-2002 im DLR-internen Projekt ASSIST gelaufen.

Da die Ausgangsdaten des AFMS und die vom Autopiloten erwarteten Eingangsdaten unterschiedliche Formate aufweisen, wurde ein Schnittstellenprogramm eingesetzt, das die notwendigen Konvertierungen vornahm. Über dieses Programm wurde auch die Verwaltung der Vernetzung des AFMS und des Flugsimulators des ZFB realisiert.

5.5.2. Ansteuerung des Autopiloten

In diesem Kapitel wird beschrieben, wie die Führungskommandos des AFMS im Autopiloten des A330 umgesetzt werden.

Abbildung 17 zeigt die Ansteuerung des Autopiloten durch das Original-FMS des Airbus. Der Autopilot gibt aufgrund der Vorgaben, die er vom FMS oder über die FCU (Flight Control Unit) vom Piloten erhält, Kommandos für Roll-, Gier- und Längsneigungswinkel an das EFCS (E-

lectrical Flight Control System), das die Steuerflächen entsprechend ausschlagen lässt, weiter. Ebenso werden aufgrund der Vorgaben vom Autopiloten an das Autothrust-System von diesem Schubkommandos an die ECU (Engine Control Unit) weitergeleitet, die die Triebwerke steuert.

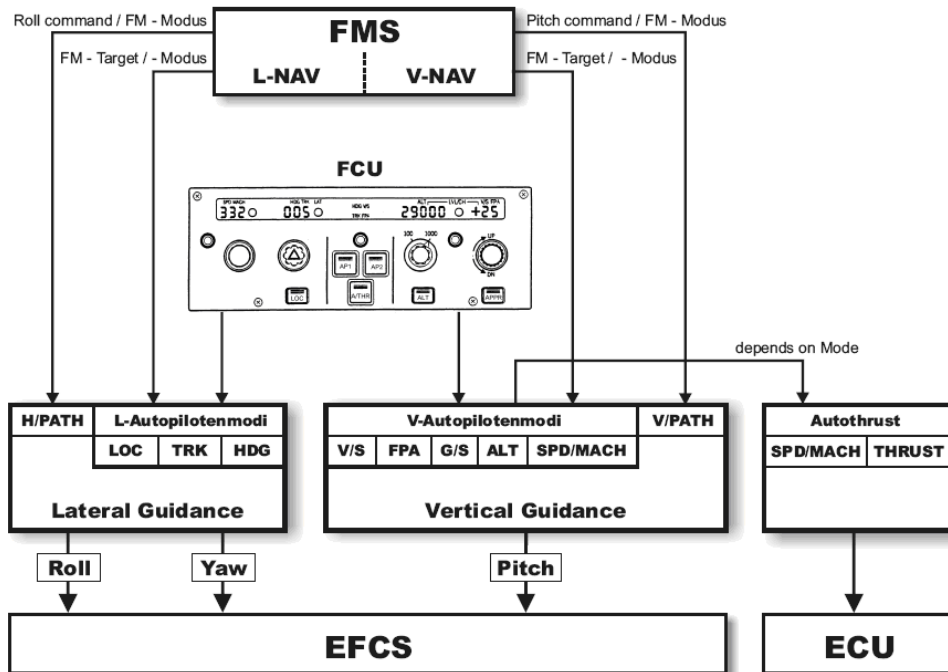


Abbildung 17: Ansteuerung des Autopiloten des A330 durch das FMS von Airbus

Die Führung des FMS wird grundsätzlich geteilt in die voneinander unabhängige laterale Führung und vertikale Führung. In der lateralen Führung kann das FMS entweder direkte Vorgaben für den erforderlichen Rollwinkel machen, die unter Umgehung des Autopiloten direkt an das EFCS weitergegeben werden, oder auf einen der lateralen Autopilotenmodi zurückgreifen, wie sie auch über die FCU anwählbar sind. Analog kann in der vertikalen Führung entweder eine direkte Vorgabe für den Längsneigungswinkel unter Umgehung des Autopiloten an das EFCS weitergegeben werden oder auf einen der vertikalen Autopilotenmodi zurückgegriffen werden.

Abbildung 18 zeigt die Ansteuerung des Autopiloten durch das AFMS des DLR. Dessen Führung ist analog zum Original-FMS in laterale Führung und vertikale Führung eingeteilt. In der lateralen Führung erzeugt das AFMS ein Rollwinkelkommando. Dieses kann wie beim FMS direkt an das EFCS weitergeleitet werden. In der vertikalen Führung geschieht die Ansteuerung des Autopiloten beim DLR über sechs verschiedene Modi, die in Tabelle 2 zusammengefasst sind. Innerhalb dieser Modi haben der Autopilot und das Autothrust-System des Airbus unterschiedlichen Vorgabegrößen des AFMS zu folgen.

1. Im Modus „Level“ sollen eine konstante Höhe sowie eine Geschwindigkeit gehalten werden. Hierzu sendet das AFMS die Größe „next_level_altitude“, welche vom Autopiloten über die „ALT“-Funktion gehalten wird. „cas_demand“ wird als Geschwindigkeitsvorgabe an das Autothrust-System weitergeleitet und von diesem über die „SPD/MACH“-Funktion eingehalten, wodurch sich der erforderliche Schub ergibt.
2. Im Modus „Climb“ wird bei maximalem Schub für den Steigflug und einer vorgegebenen Geschwindigkeit auf eine bestimmte Höhe gestiegen. Das Autothrust-System wird in

- diesem Modus über die „THRUST“-Funktion auf maximalen Schub für den Steigflug (CL) gestellt. Über die „SPD/MACH“-Funktion des Autopiloten wird die Geschwindigkeit mittels des Höhenruders auf die in „cas_demand“ vorgegebene Größe eingeregelt. „next_level_altitude“ wird als „ALT select“ an den Autopiloten übermittelt.
3. Im Modus „Descent“ ist ein Sinkflug bei Leerlauf und mit einer vorgegebenen Geschwindigkeit auf eine bestimmte Höhe durchzuführen. Das Autothrust-System wird in diesem Modus über die „THRUST“-Funktion auf Leerlauf gestellt. Über die „SPD/MACH“-Funktion des Autopiloten wird die Geschwindigkeit mittels des Höhenruders auf die in „cas_demand“ vorgegebene Größe eingeregelt. „next_level_altitude“ wird als „ALT select“ an den Autopiloten übermittelt.
 4. Der Modus „Flare_In“ wird nur für den Übergang vom Steig- oder Sinkflug in den Horizontalflug sowie umgekehrt vom Horizontalflug in einen Steig- oder Sinkflug benutzt und ist daher stets nur wenige Sekunden aktiv. „altitude_rate_demand“ wird über die „V/S“-Funktion des Autopiloten eingehalten, während „cas_demand“ von der „SPD/MACH“-Funktion des Autothrust-Systems eingehalten wird, wodurch sich der erforderliche Schub ergibt. „next_level_altitude“ wird als „ALT select“ an den Autopiloten übermittelt.
 5. Der Modus „Descent_Flight_Path_Angle“ dient einem Sinkflug mit konstantem Bahnwinkel. „flight_path_angle_demand“ wird über die Funktion „FPA“ des Autopiloten eingehalten. „cas_demand“ wird über die „SPD/MACH“-Funktion des Autothrust-Systems eingehalten, wodurch sich der erforderliche Schub ergibt. Als „ALT select“ im Autopiloten wird die Größe „next_level_altitude“ verwendet.
 6. Im Modus „Approach_Mode“ wird der A330 über die Funktionen „LOC“ und „G/S“ des Autopiloten im Approach-Modus entlang eines ILS geflogen. Lediglich die Geschwindigkeit wird vom Autothrust-System noch nach den Vorgaben des AFMS eingehalten, ansonsten findet keine Führung durch das AFMS mehr statt. Das AFMS führt das Flugzeug so, dass beim Umschalten in den Approach-Modus Localizer- und Glideslope deviation annähernd Null sind.

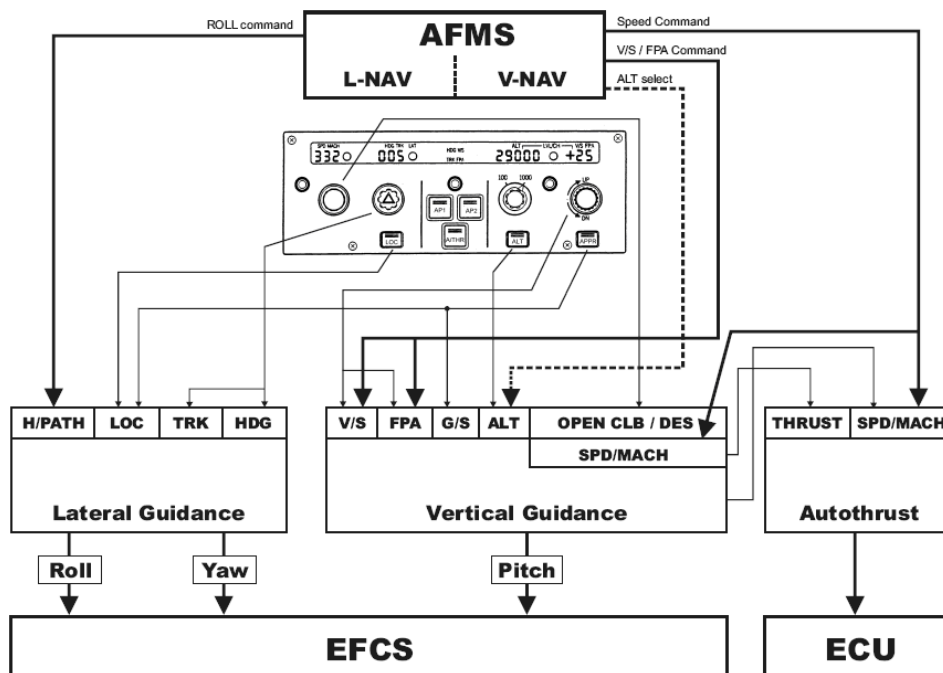


Abbildung 18: Ansteuerung des Autopiloten des A330 durch das AFMS des DLR

Tabelle 2: Modi des AFMS in der vertikalen Führung

profile_mode_demand	data to be considered			Thrust
1 = Level		next_level_altitude	cas_demand	as required
2= Climb	altitude_rate_demand	next_level_altitude	cas_demand	max. climb
3 = Descent		next_level_altitude	cas_demand	idle
4 = Flare_In	altitude_rate_demand	next_level_altitude	cas_demand	as required
5 = Descent_Flight_Path_Angle	flight_path_angle_demand	next_level_altitude	cas_demand	as required
6 = Approach_Mode	engage Approach Mode			

5.5.3. Aufbau der Schnittstelle

Das AFMS und alle weiteren für die Versuche notwendigen Applikationen laufen auf PCs, die über Ethernet mit dem Flugsimulator des ZFB verbunden sind. Die Displaydarstellung für den Piloten wurde durch TFT-Overlays über die Originaldisplays realisiert. Die Steuerung des interaktiven Navigationsdisplays (links in Abbildung 19) wurde vom Piloten über ein Touchpad vorgenommen.

Die Vernetzung sowie die Struktur der zwischen diesen Applikationen und dem Simulator versendeten Daten werden im Folgenden beschrieben.



Abbildung 19: TFT Bildschirme im A330 Cockpit

Abbildung 20 zeigt die Vernetzung des AFMS mit dem Simulator des ZFB. Diese erfolgt über ein Schnittstellenprogramm, welches als Server dient, an das alle Applikationen als Client angeschlossen sind. Das Schnittstellenprogramm stellt für das AFMS beim Betrieb im ZFB die gleichen Schnittstellen zur Verfügung wie im ATTAS. Das AFMS erhält die benötigten Zustandsdaten des Flugzeugs wie Höhe, Position, Flap-Position, Fuel Flow in Form des „Aircraft State Vector“ (ASV). Die Führungskommandos werden an das Flugzeug in Form des „Outer Loop Guidance Vector“ (OLG) gesendet. Da die in diesen Vektoren enthaltenen Daten im

AFMS und im Flugsimulator in unterschiedlichen Formaten vorliegen, werden die Ein- und Ausgangsdaten vom Schnittstellenprogramm konvertiert und folglich als „ZFB-OLG“ und „ZFB-ASV“ zum Simulator gesendet bzw. von diesem empfangen. Der Flugsimulator des ZFB berechnet sämtliche zur Flugsimulation benötigten Daten mit einer Frequenz von 60 Hz. Diese Daten lassen sich online ausgeben. Da das AFMS auf eine Frequenz von 20 Hz ausgelegt ist, ist es problemlos möglich, die im ASV benötigten Daten direkt vom Flugsimulator bereitstellen zu lassen. Das Schnittstellenprogramm nimmt lediglich noch Skalierungen und die Sortierung der Daten vor. Die Verwertung der Daten im OLG wurde bereits im letzten Kapitel beschrieben.

Außerdem sendet das Schnittstellenprogramm über UDP-Broadcast den Experiment Out Vector (EXO), über den die Displays die notwendigen Daten erhalten.

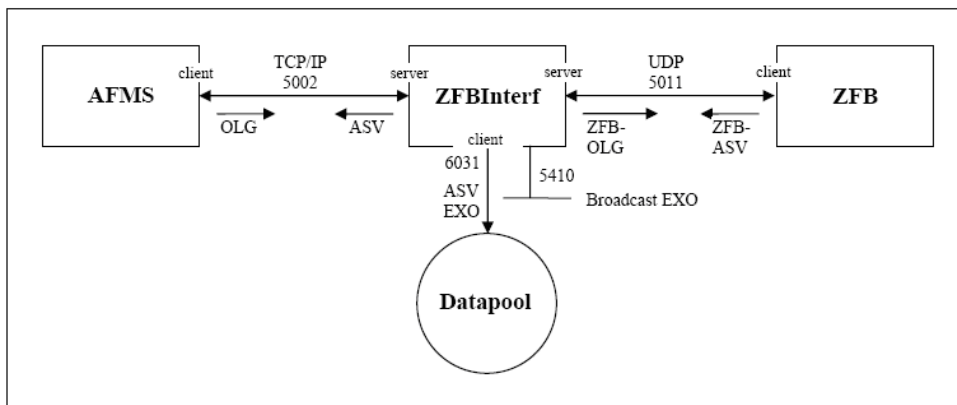


Abbildung 20: Vernetzung AFMS und ZFB Simulator

5.6. Flugsimulatorversuche

Bei den Flugsimulatorversuchen wurden sowohl das Standardanflugverfahren LDLP, der CDA und der SCDA getestet. Alle Anflüge auf München starteten bei ca. 48,8°Nord und 10,8°Ost in FL110 mit Heading 128° und 250 KIAS im Horizontal- und Geradeausflug. Von diesem Punkt wurden Trajektorien über TEGBA zur Landebahn 08L oder über das Mike NDB (MIQ) zur 26R geplant (Abbildung 21). Im Folgenden sollen zuerst Beobachtungen, die bei allen Anflugarten gemacht wurden, aufgelistet werden, bevor in den nächsten Unterkapiteln Besonderheiten der einzelnen Anflugarten beschrieben werden.

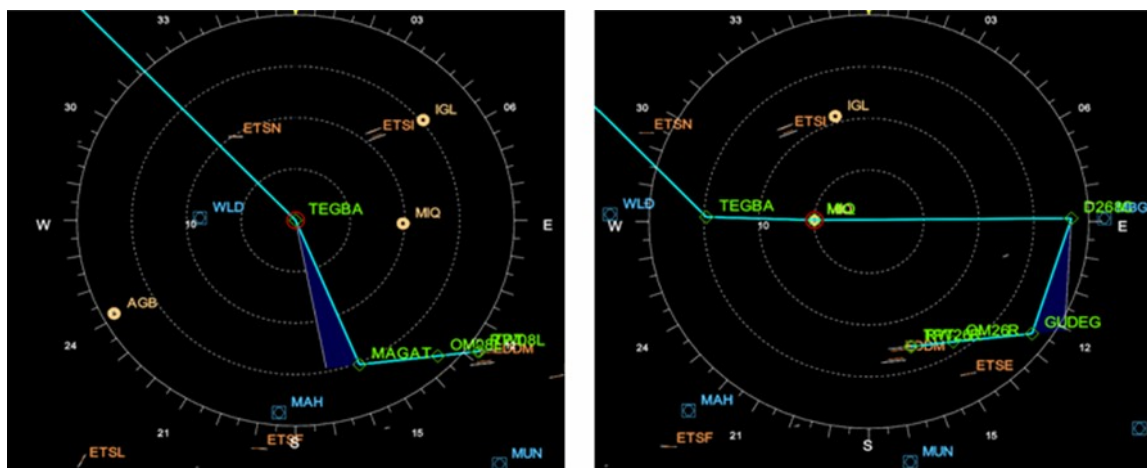


Abbildung 21: Routen der Flugsimulatorversuche

- Die Flugmodelle des Flugsimulators und der Scientific Research Facility (SRF) weichen leicht voneinander ab. Eine allgemeine Auslegung der Verfahren ist auf der SRF gut möglich, eine genaue Parameteranpassung für die Anflugverläufe, wie z.B. Vorlaufzeit der Klappenkommandos, sind allerdings nur bei Versuchsläufen im Flugsimulator vorzunehmen.
- Die Klappenlaufzeiten sind im Vergleich zum ATTAS recht hoch, im Flugsimulator, der in diesem Punkt sicherlich sehr genau dem realen Flugzeug entspricht, liegen sie noch höher als in der SRF. Von Stufe 1 zu Stufe 2 fahren die Klappen über 20 Sekunden.
- Beim Airbus wird, sobald die Klappen auf Stufe 2 stehen, die Leerlaufdrehzahl von der ECU um ca. 5 Prozentpunkte erhöht. Dies geschieht, um für den Fall eines Go Around die Spool-up-Zeit der Triebwerke zu vermindern. Da diese Drehzahlerhöhung von der ECU vorgenommen wird, ist sie nicht beeinflussbar. Am Anfang war dieses Verhalten im AFMS nicht berücksichtigt, wodurch sich ab dem Setzen von Klappenstufe 2 kontinuierlich positive Höhenfehler aufbauten. Die Leerlaufschuberhöhung wird jedoch in BADA korrekt wiedergegeben, was, nachdem die entsprechenden Daten aus dem BADA-File im AFMS berücksichtigt wurden, in folgenden Simulatorversuchen auch verifiziert wurde.
- Die Sinkflugprofile wurden zuerst über eine vorgegebene Sinkgeschwindigkeit, die per Höhenruder eingehalten wurde, und eine Geschwindigkeitsvorgabe, die vom Autothrust eingehalten wurde, gesteuert. Dieses Vorgehen erzeugte jedoch unbefriedigende Zeit- und Höhenfehler. Nachdem die Triebwerke konstant auf Leerlauf gestellt wurden und nur die Fahrt über das Höhenruder geregelt wurde, ergaben sich Zeitfehler unter drei Sekunden und Höhenfehler in einem akzeptablen Rahmen (<150ft). Dies verdeutlicht auch die hohe Güte der BADA-Daten. Für die in Zukunft geplanten Steigflüge ist vor diesem Hintergrund zu erwarten, dass ein konstanter maximaler Schub und eine Fahrhaltung per Höhenruder auch hier die optimale Einhaltung der Trajektorie gewährleisten wird.

Nach dem Aktivieren des Approach-Modus wird nun automatisch vom Schnittstellenprogramm die Go-Around-Altitude als „next_level_altitude“ an den Autopiloten geschickt und auch als selected Altitude in FCU und PFD angezeigt. Für München beträgt die Go-Around-Altitude 5000 ft.

5.6.1. Continuous Descent Approach A330

Abbildung 22 zeigt den Verlauf eines Flugsimulatorversuchs mit dem CDA Verfahren. Der Höhenfehler bewegt sich in einem akzeptablen Bereich von ca. +30 bis -120 Fuß. Bis zum Anschneiden des Gleitpfades lag der Zeitfehler kontinuierlich unter einer Sekunde, bis zum Touchdown bei maximal 3 Sekunden.

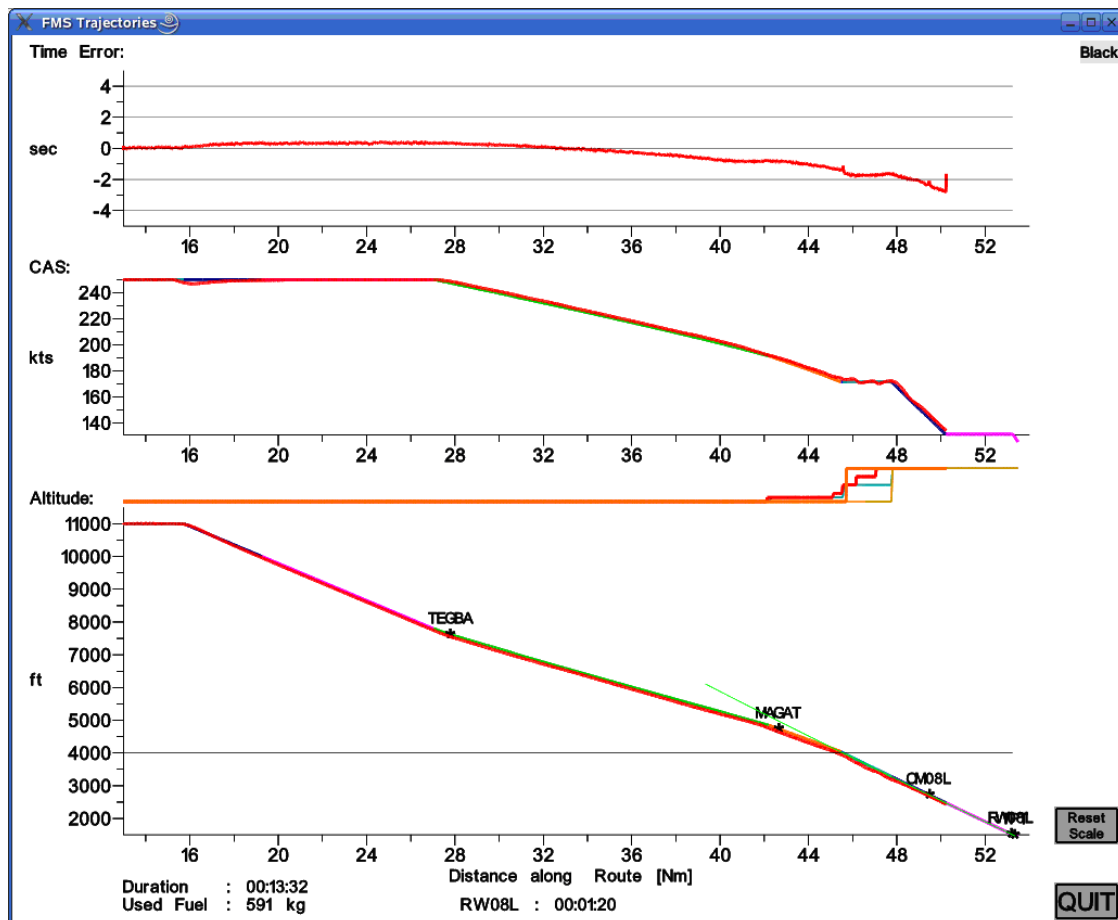


Abbildung 22: CDA A330

5.6.2. Low Drag Low Power A330

Beim Low Drag Low Power Verfahren hat es sich bewährt, den Level at Gate auf 3.0 NM zu stellen, um trotz der langen Klappenfahrzeiten ein sauberes Level-Segment zu erhalten. Abbildung 23 zeigt den Verlauf eines Flugsimulatorversuchs mit LDLP-Anflug. Der Höhenfehler bewegt sich in einem akzeptablen Bereich von ca. +30 bis -130 Fuß. Wie beim CDA-Verfahren

lag der Zeitfehler stets im Bereich weniger Sekunden, da auch hier wie bei beiden anderen Versuchen das vorgegebene Fahrprofil sehr genau eingehalten wurde und folglich Modellfehler sich nur im Höhenprofil auswirken konnten.

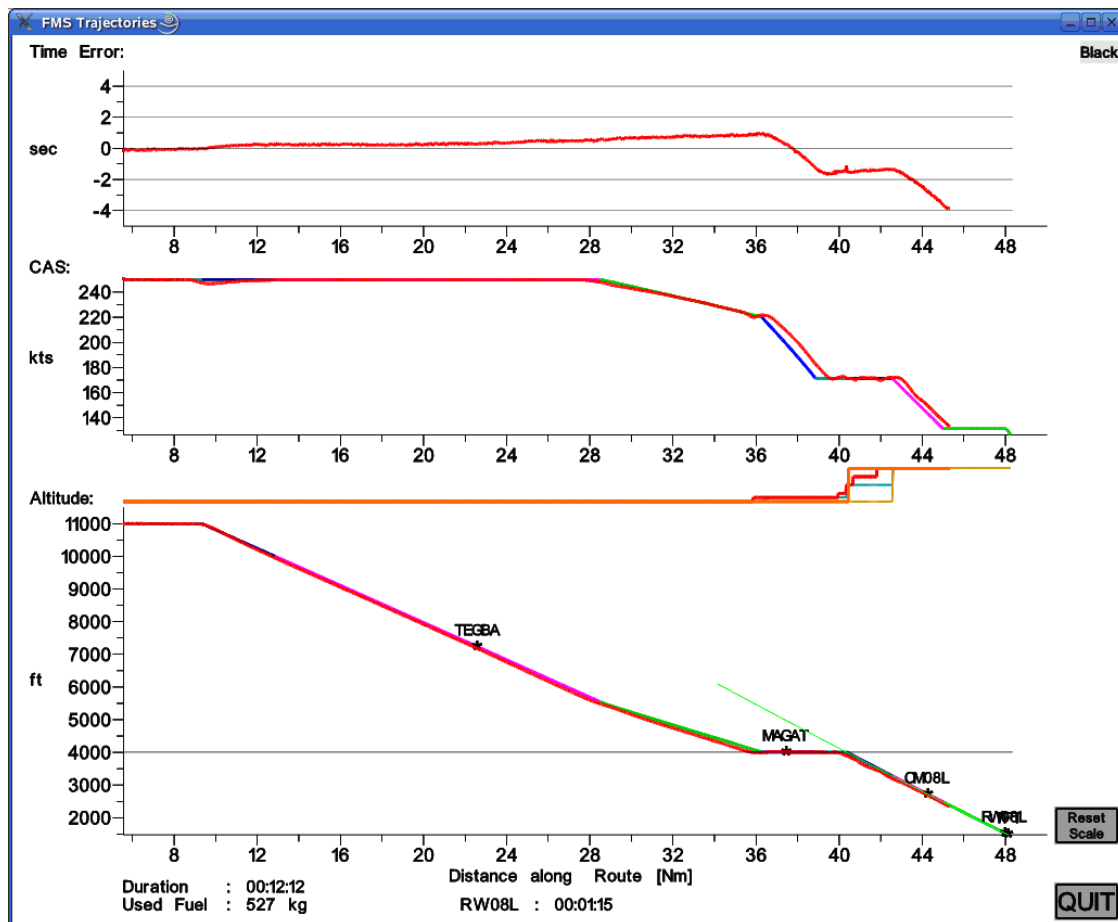


Abbildung 23: LDLP A330

5.6.3. Segmented Continuous Descent Approach A330

Beim Segmented Continuous Descent Approach wird das Flugzeug sehr früh konfiguriert, um mit gesetzten Klappen und Fahrwerk ein besonders steiles Segment zu fliegen. Das SCDA-Verfahren hat durch das steile Segment weitere Lärmvorteile zum CDA, weil der Sinkflug noch später begonnen wird und das Flugzeug dadurch länger in der größeren Flughöhe verweilt. Ein Abfliegen des SCDA ist mit dem hier beschriebenen AFMS problemlos möglich, ein manuelles Abfliegen ohne Vorgaben vom AFMS ist äußerst schwierig:

- Die Konfigurationsänderungen (Landeklappen, Fahrwerk) kommen sehr schnell hintereinander, die Zeitpunkte müssen jedoch sehr genau eingehalten werden.
- Piloten tendieren dazu, den Sinkflug früher einzuleiten als vom FMS berechnet, weil dieser durch das Steilsegment deutlich später beginnt als erfahrungsgemäß. Außerdem würde ein zu spätes Einleiten des Sinkfluges ein Landen unmöglich machen.

Bei diesen Anflügen wurde die Intercept-Altitude auf 3400 ft gesetzt. Dies ist die niedrigste Höhe, bei der der Airbus bei einer Höhe von 1000 ft über Grund stabil auf dem Glideslope mit korrekter Geschwindigkeit ist. Die Anfangshöhe für das Steilsegment kann maximal 7000 ft betragen, damit eine Verzögerung von 250 KIAS auf 175 KIAS im CDA-Teil noch möglich ist. Abbildung 24 zeigt den Verlauf eines Flugsimulatorversuchs mit SCDA. Der Höhenfehler bewegt sich in einem akzeptablen Bereich von ca. +50 bis -120 Fuß. Der Zeitfehler lag bei diesen Versuchen unter zwei Sekunden, da das vorgegebene Fahrprofil sehr genau eingehalten wurde und folglich Modellfehler sich nur im (nicht geregelten) Höhenprofil auswirken konnten.

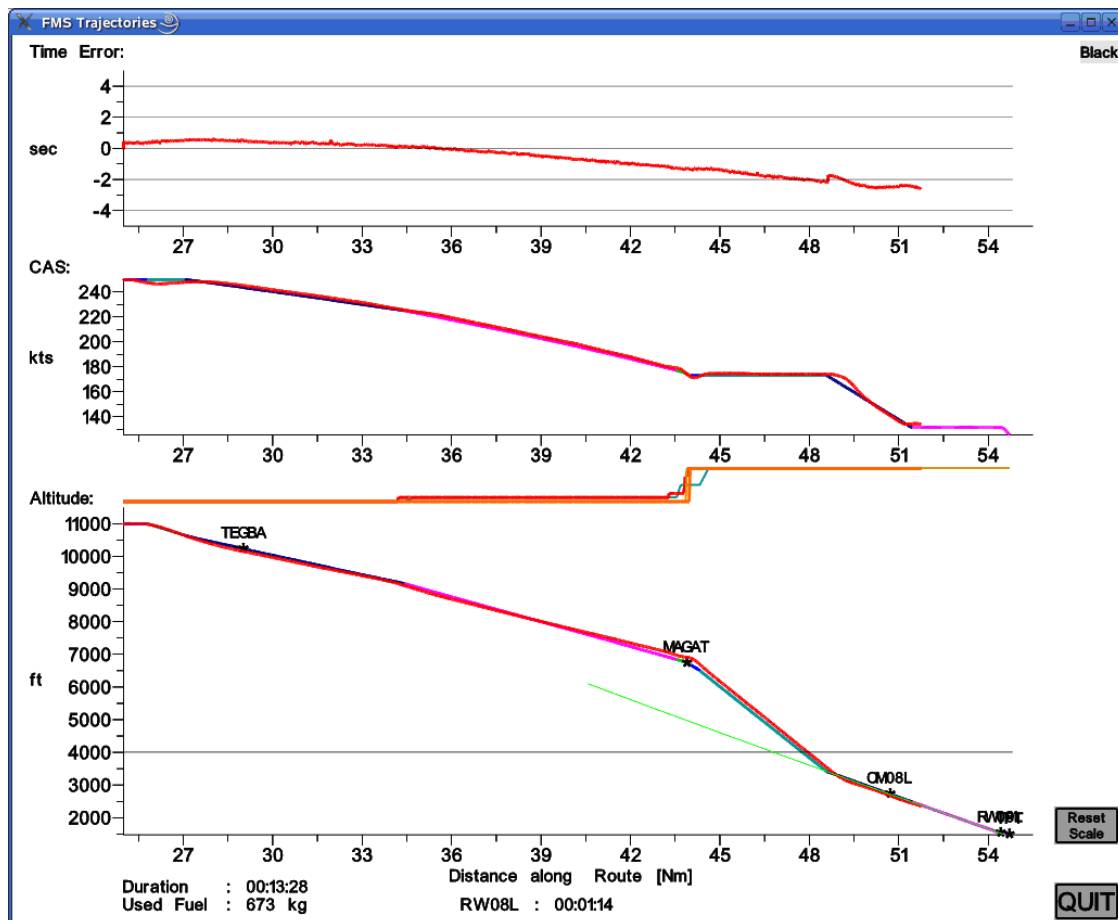


Abbildung 24: SCDA A330

5.7. Flugversuchserprobung mit ATTAS

Die vorgestellten Verfahren wurden auch in realen Flugversuchen mit dem Flugversuchsträger ATTAS vom Typ VFW-614 erprobt. Im Zweimanncockpit des ATTAS sitzt auf der rechten Seite der Sicherheitspilot, der den laufenden Versuch jederzeit abbrechen kann. Auf der linken Seite sitzt der Versuchspilot, der über ein Touchpad, zwei TFT-Bildschirme und ein Autopilotenbediengerät Zugriff auf die Versuchssysteme (AFMS und AFCS) hat (siehe Abbildung 25).

Die durchgeführten Anflüge wurden auf die Bahn 26 in Braunschweig durchgeführt. Erfolgreich wurden, wie bei den Simulatorversuchen beim ZFB, die Verfahren Low Drag Low Power, CDA und SCDA. Vor den Flugversuchen wurde die aktuelle Windvorhersage in den AFMS-Rechner geladen.

Trotz ungleich erschwerten Bedingungen (realer Flugversuch, realer Wind) konnten bei den Flugversuchen mit dem ATTAS ähnlich gute Ergebnisse erzielt werden wie bei den Simulatorversuchen mit dem A330. Abbildung 26-28 zeigen die Höhen- und Geschwindigkeitsfehler für CDA-, LDLP- und SCDA-Flugversuche mit dem ATTAS.

Mit insgesamt 25 Anflügen konnten die Vorarbeiten in der Bodensimulation verifiziert werden. Zudem gab es einige Effekte, die nur im Flugversuch auftraten:

- Bei der Durchführung des SCDA-Verfahrens hat sich der Anflugmodus auf eine Nebenkeule des Glideslopes scharf gestellt. Die Nebenkeule war etwa bei dem doppelten Glideslope-Winkel, bei etwa 7° . Durch Softwareanpassungen (Plausibilitätsprüfung des empfangenen Glideslope-Signals durch synthetisch gerechnetes Signal) kann dieses Verhalten in Zukunft ausgeschlossen werden.