

Verbundprojekt im Rahmen des  
Luftfahrtforschungsprogramms LuFo IV-4

# MODAL

## *Modelle und Daten zur Entwicklung von aktiven Schallschutzmaßnahmen im Luft- verkehr*

### **Schlussbericht**

Förderkennzeichen: 20A1104A  
Laufzeit: 01/2012 – 08/2015

Deutsche Lufthansa AG  
Dr. Gerd Saueressig  
Frankfurt im September 2015

## Inhaltsverzeichnis

Bildverzeichnis .....	iii
Abkürzungen .....	iv
1. Einleitung .....	1
2. AP1 – Auswertung Überflugmessungen B747, Identifikation von Lärminderungsmaßnahmen, Weiterentwicklung SIMUL .....	2
2.1. AP1.3 Identifikation von Lärminderungsmaßnahmen .....	2
2.1.1. AP1.3.1 Rangfolge der Einzelquellen / Quellmechanismen / Bewertung / Konzepte für Nachrüstmaßnahmen / Maßnahmenliste für AP3.2 .....	2
2.1.2. AP1.3.2 – bpf/liner CF6-80-Triebwerk der B747: Optimierung, Engineering, Proto-tytbau, Messung am Triebwerksprüfstand und Auswertung .....	5
2.1.3. AP1.3.3 – Untersuchung Quellmechanismus der B747-Krüger-Klappen .....	16
3. AP2 – Erarbeitung einer standardisierten FluglärmDatenbasis als Grundlage für die sachgerechte Realisierung der DIN 45689 .....	17
3.1. AP2.1 – Auswertung der Verkehrsstatistiken der beteiligten Flughäfen; Identifikation der lärmrelevanten Flugzeugmuster, Ermittlung von Bewegungs-häufigkeiten und typischen Auslastungen / Destinationen .....	17
3.2. AP2.2 – Ermittlung von Flugleistungsdaten für die wichtigsten Flugzeugmuster aus verschiedenen Quellen (ANP, BADA), Vergleich und Verifizierung dieser Daten, Integration in die Datenbasis .....	17
3.3. AP2.3 – Bereitstellung von für deutsche Flughäfen charakteristischen An- und Abflugverfahren in Form prozeduraler Beschreibungen .....	18
4. AP3 – Analyse und Bewertung von Lärminderungsmaßnahmen .....	19
4.1. AP3.1 – Einsatz der neuen Berechnungswerkzeuge und Daten zur Verifizierung der in den „Maßnahmenpaketen Aktiver Schallschutz“ in Frankfurt eingeführten operationellen Maßnahmen .....	19
4.2. AP3.2 – Anwendung der neuen Berechnungswerkzeuge und Daten auf zusätzliche standortspezifische Problemstellungen an allen beteiligten Flughäfen. ....	19
5. Literatur .....	20

**Bildverzeichnis**

*Bild 1: Darstellung eines kontinuierlichen Hochfahrens des CF6-80C2B1F Triebwerks am Prüfstand: ab einer Drehzahl von rund 2000 RPM (entspricht etwa 60% N<sub>1</sub> und einer bpf-Frequenz von rund 1200 Hz) steigen die Pegel der bpf und ihrer Harmonischen stark an (abrunder Anstieg um rund 15 dB) (Grafik DLR).....2*

*Bild 2: Krüger-Klappe mit ihrem komplexen Halterungssystem.....3*

*Bild 3: Zwei starke Töne vom Bugfahrwerk bei 380 und 760 Hz (Grafik: Dedoussi et al., 2013 [2]). .....4*

*Bild 4: Modifizierter „torsion link bolt“ mit ‚castellated edge‘-Öffnung am Bugfahrwerk der Boeing 747-8I. ....4*

*Bild 5: Querschnitt eines Acoustic Panels mit Kennzeichnung des Bereichs, der im Falle der partiellen Hardwall Panels umgebaut wurde. ....5*

*Bild 6: Modifiziertes Acoustic Panel mit Abreißgewebe und Vliesstoff nach dem Aushärten. ....6*

*Bild 7: Panels im Vergleich: Baseline (oben), partielles Hardwall Panel (Mitte) und Hardwall Panel (unten). ....7*

*Bild 8: Montage der Mikrofone auf Holzelementen in der Raumecke des Triebwerksprüfstands der LHT in Hamburg. ....8*

*Bild 9: Die 15 Messpunkte der statischen Messungen mit den jeweiligen Drehzahlen und bpf-Frequenzen (Drehzahl Fan \* 38 Fanschaufeln); grau markiert sind die Drehzahlen, bei denen auch 2007 gemessen wurde. ....9*

*Bild 10: Gemittelte Gesamtschalldruckpegel für alle drei Panel-Varianten (dünne Linien) im Vergleich zum gemittelten Pegel der Blattfolgefrequenz alleine (dicke Linien) (Grafik: DLR). ....10*

*Bild 11: Gemittelte Gesamtschalldruckpegel für die Panel-Variante Hardwall-50% mit und ohne T12-Sensor (Grafik: DLR). ....11*

*Bild 12: D-ALCF wird am Boden nachgetankt, während D-ALCC den zweiten Teil des Flugprogramms absolviert. ....12*

*Bild 13: Eine Messstelle mit Mikrofon auf rund 1,2 m Höhe und Koffer mit Geräten zur Datenaufnahme und -übertragung.....14*

*Bild 14: Vier Messstellen wurden innerhalb, eine außerhalb des Flughafens Magdeburg-Cochstedt eingerichtet. ....14*

*Bild 15: MD11-Hauptfahrwerke: Drahtumwicklung an einer Strebe; rechts: Kunststoffabdeckungen über Hohlräumen. ....15*

*Bild 16: Übersicht der berechneten Flugzeugtypen und Startgewichte. ....17*

## Abkürzungen

AGL	„above ground level“; Höhenangabe über Grund
AP	Arbeitspaket
bpf	Blattfolgefrequenz des Fans
DLH	Deutsche Lufthansa AG
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
DLR-AS HEL	DLR – Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abtl. Hubschrauber, Göttingen
DLR-AS TEA	DLR – Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Technische Akustik, Braunschweig
DLR-AT TRA	DLR – Institut für Antriebstechnik – Triebwerksakustik, Berlin
DLR-FT	DLR – Institut für Flugsystemtechnik, Abtl. Flugdynamik und Simulation, Braunschweig
ft	feet
IAS	indicated airspeed: Fluggeschwindigkeit relativ zur umgebenden Luft
kn	Fluggeschwindigkeit angegeben in Knoten (1 kn = 1,852 km/h)
LCAG	Lufthansa Cargo AG
LFT	Lufthansa Flight Training GmbH
LHT	Lufthansa Technik AG
LSY	Lufthansa Systems AG
LTMI	Lufthansa Technik Maintenance International GmbH
$N_1$	Drehzahl des Triebwerksfans (in % der maximalen normalen Drehzahl)
rpm	„revolutions per minute“; Umdrehungen pro Minute (hier des Fans)

## 1. Einleitung

### *Ausgangslage, Voraussetzungen sowie wissenschaftlicher und technischer Stand*

Die Ausgangslage zu Beginn des Projekts MODAL war durch die zunehmende Fluglärm Diskussion insbesondere am Flughafen Frankfurt geprägt. Den sogenannten Maßnahmen zum aktiven Schallschutz kommt inzwischen eine große Bedeutung zu. Lufthansa beteiligt sich aktiv an der Erarbeitung von Maßnahmen. Von besonderem Interesse sind dabei die Boeing 747-400 und die MD11-F, weil sie zu den lautesten Flugzeugmustern in der Lufthansa-Flotte gehören. Dementsprechend galt es in MODAL neue Lärminderungsmaßnahmen für diese Flugzeuge zu ermitteln, die künftig mit verbesserten Fluglärmrechnungswerkzeugen einer robusten Kosten/Nutzen-Bewertung unterzogen werden können.

MODAL setzt auf den Vorarbeiten im Verbundprojekt FREQUENZ auf insbesondere durch die Auswertung der Überflugmessungen der B747. In FREQUENZ wurde das Potenzial von prototypisch modifizierten „acoustic panels“ (Überkleben mit „high speed tape“) am Triebwerksprüfstand ermittelt, so dass in MODAL weiterentwickelte Modifikationen untersucht werden konnten. Für den aerodynamischen Lärm sei beispielhaft das Thema Krüger-Klappen genannt, das in MODAL eingehend untersucht wurde, weil in der Aeroakustik bisher nur wenig Informationen hierzu zur Verfügung standen.

### *Aufgabenstellung, Planung und Ablauf des Vorhabens, Zusammenarbeit mit anderen Stellen*

Die wichtigste Aufgabe im Rahmen von MODAL war für Lufthansa die Ermittlung und Bewertung von Optionen zur Lärmreduzierung für die Boeing 747-400 und der Boeing MD11-F. Vor allem die Untersuchungen zur Wirkung von modifizierten Acoustic Panels nahmen bedeutenden Raum ein, denn es konnten sowohl Messungen am Triebwerksprüfstand als auch Überflugmessungen mit MD11-F durchgeführt werden. Beide Messkampagnen erfolgten in enger Zusammenarbeit mit DLR AT-TRA, DLR AS-TEA, Lufthansa Technik und Lufthansa Cargo im Rahmen von AP1.

Aufbauend hierauf hat Lufthansa die Arbeiten zur DIN 45689 und ihre erste Anwendung in AP2 und 3 unterstützt vor allem durch die Berechnungen von Abflugprofilen verschiedener Flugzeugtypen der Lufthansa-Flotte. Diese Daten sind in den Aufbau der neuen Datenbasis zur DIN eingeflossen. Sie soll künftig genauere Fluglärmrechnungen liefern, denn die Bewertung und Umsetzung von Lärminderungsmaßnahmen hängt wesentlich davon ab, wie gut ihre Wirkung in einem vollständigen Flughafenverkehrsszenario berechnet werden kann.

Das Verbundprojekt MODAL wurde von Beginn an von einem wissenschaftlichen Beirat begleitet, dem sowohl Experten zu Lärmquellen als auch Fachleute zur Lärmberechnung angehörten. Auf den jährlichen Statusbesprechungen konnten so wichtige Rückmeldungen für das weitere Vorgehen gegeben und neue Ideen ausgetauscht werden. Darüber hinaus sind einige MODAL-Partner Mitglieder des Unterausschusses Fluggeräusche des Normenausschuss Akustik, Lärminderung und Schwingungstechnik (NALS) des DIN.

## 2. AP1 – Auswertung Überflugmessungen B747, Identifikation von Lärminderungsmaßnahmen, Weiterentwicklung SIMUL

### 2.1. AP1.3 Identifikation von Lärminderungsmaßnahmen

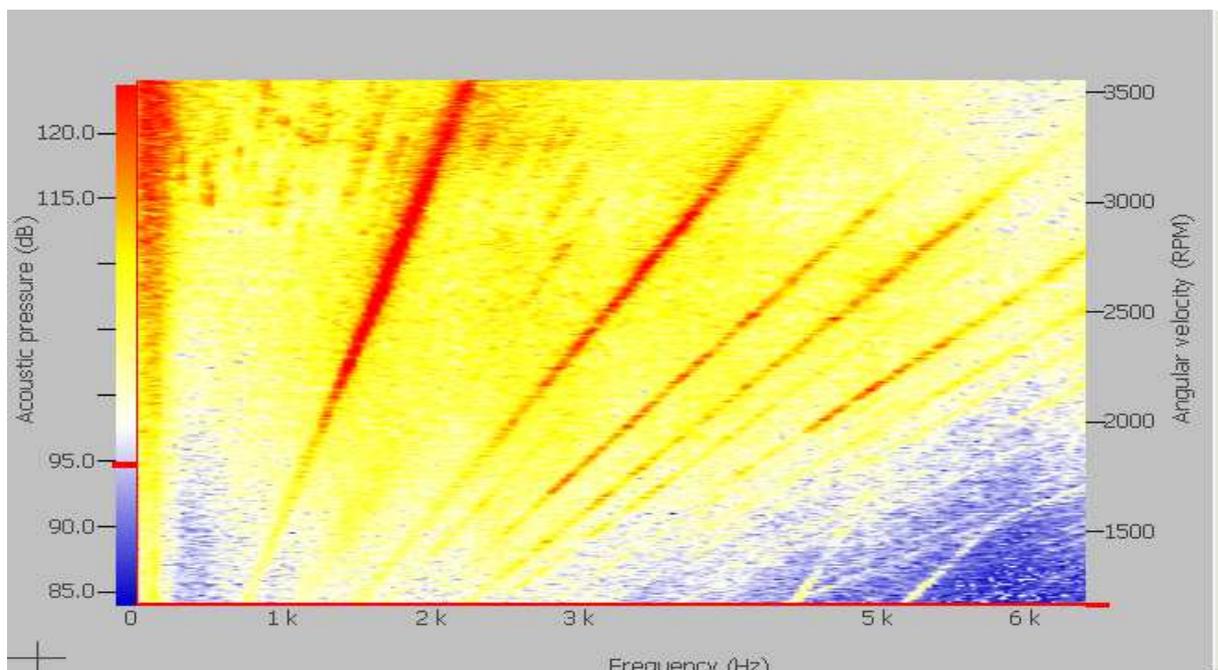
#### 2.1.1. AP1.3.1 Rangfolge der Einzelquellen / Quellmechanismen / Bewertung / Konzepte für Nachrüstmaßnahmen / Maßnahmenliste für AP3.2

In Zusammenarbeit mit den beteiligten DLR-Instituten konnte die folgende Rangfolge der Schallquellen der Boeing 747-400 ermittelt werden:

- Fan-Töne,
- Flügelvorderkante,
- Haupt- (MLG) und Center-Fahrwerke (CLG) und
- Tonquelle am Bugfahrwerk.

Die **Fan-Töne** des CF6-80C2-Triebwerks bei der Blattfolgefrequenz (bpf) und ihre Harmonischen bilden die wichtigsten Einzelschallquellen. Sie tragen im Anflug einen wesentlichen Teil zum Gesamtpegel bei. Auf Basis von früheren Messungen [1] konnte das Lärminderungspotenzial von modifizierten „acoustic panels“ (Schalldämpfer direkt vor dem Fan) im Anflug gezeigt werden. Die sich ab dem Drehzahlbereich über 60-65%  $N_1$  kräftig verstärkenden Fan-Töne (s. *Bild 1*) sollen mit der Modifikation wirkungsvoll gedämpft werden, in dem das sogenannte „mode-scattering“ unterdrückt wird.

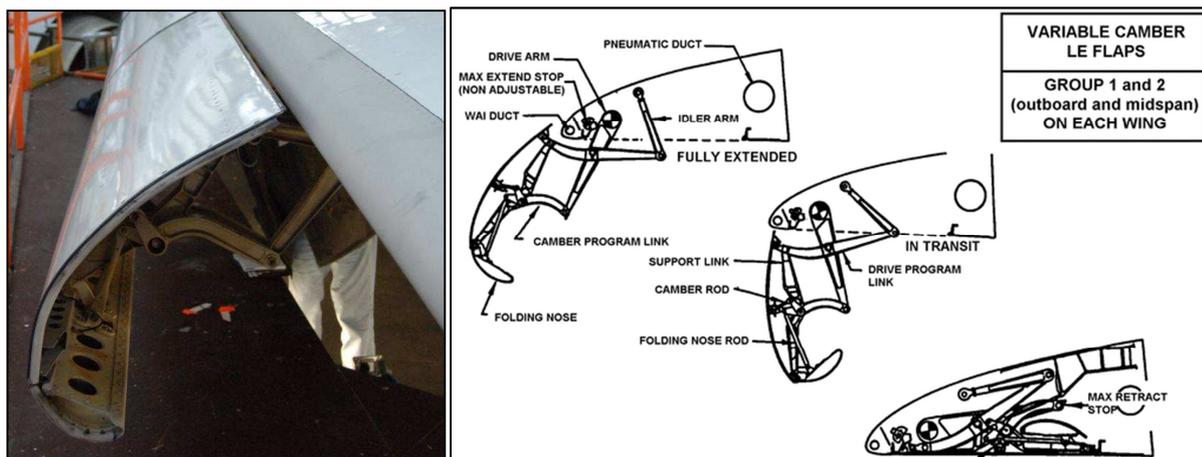
Ohne Modifikation wird Schallenergie von nicht-ausbreitungsfähigen Grundschiebungen (Mode) in ausbreitungsfähige umverteilt, weil die Original-Panels Inhomogenitäten an den Stoßstellen aufweisen, die das Schallfeld stören. So kann ein Teil der Schallenergie, die idealerweise im Triebwerk verbleiben würde, nach vorne aus dem Triebwerk abgestrahlt werden.



*Bild 1: Darstellung eines kontinuierlichen Hochfahrens des CF6-80C2B1F Triebwerks am Prüfstand: ab einer Drehzahl von rund 2000 RPM (entspricht etwa 60%  $N_1$  und einer bpf-Frequenz von rund 1200 Hz) steigen die Pegel der bpf und ihrer Harmonischen stark an (abrunder Anstieg um rund 15 dB) (Grafik DLR).*

Sofern sich beim Starten die Drehzahlen im Bereich bewegen, in dem die Fan-Töne dominant sind, gilt auch hier die Hypothese, dass sich der Gesamtpegel mit einer Modifikation der Acoustic Panels deutlich reduzieren lässt. Allerdings verringert sich der Beitrag der Fan-Töne zum Gesamtgeräusch bei sehr hohen Drehzahlen und es tritt das Kreissägengeräusch auf, wenn sich die Fan-Blattspitzen mit Überschallgeschwindigkeit bewegen. Hier gelten andere Gesetzmäßigkeiten und die Wirkung von modifizierten Acoustic Panels muss genau untersucht werden (s. auch Abschnitt 2.1.2 (AP1.3.2)).

Die Untersuchungen zum besseren Verständnis des **Vorderkantengeräuschs** zeigten, dass entgegen früherer Annahmen die Halter der Krüger-Klappen wahrscheinlich eine wichtigere Rolle spielen als bisher bekannt. Die Windkanaluntersuchungen erlauben die Abschätzung, dass nicht die Krüger-Klappe selbst sondern das Umströmungsgeräusch der Kinematik/Halter die Hauptquelle darstellt. Die in den Überflugmessungen nachgewiesene Dominanz des Vorderkantengeräuschs über das Landeklappengeräusch, konnte in den Modellversuchen nicht reproduziert werden. Die Bedeutung der Krüger-Klappe samt ihrer Kinematik für das Gesamtgeräusch des Flugzeugs in weiten Teilen des Landeanflugs bleibt unbestritten. Eine Nachrüstmaßnahme ließ sich aus den Windkanaluntersuchungen jedoch nicht ableiten, auch weil einem Eingriff an den beweglichen Teilen des Vorflügels enge Grenzen gesetzt sind (s. *Bild 2*).



*Bild 2: Krüger-Klappe mit ihrem komplexen Halterungssystem.*

Die Auswertungen des Partners DLR ergaben verschiedene **Geräuschquellen am Haupt- (MLG) und Zentral-Fahrwerk (CLG)**. Das Einzelreduktionspotenzial dieser Quellen liegt im Bereich weniger Dezibel. Jedoch hat die mögliche Reduzierung einer einzelnen Geräuschquelle oft nur einen kleinen Effekt auf das Gesamtgeräusch. Der Partner DLR hat deshalb Simulationsrechnungen durchgeführt, mit denen der Einfluss einzelner Fahrwerksgeräuschquellen auf das gesamte Umströmungsgeräusch (nicht Gesamtflugzeug, da ohne Triebwerk) ermittelt wurde. Es zeigte sich, dass nur wenn alle Einzelmaßnahmen durchgeführt würden, eine signifikante Pegelminderung des Umströmungsgeräuschs erreichbar wäre. Da der Gesamtpegel des Flugzeugs aber wesentlich vom Triebwerksgeräusch abhängt, muss davon ausgegangen werden, dass die Gesamtpegelminderung des Flugzeugs durch Maßnahmen am Fahrwerk deutlich geringer ausfallen wird. Aufwand (z.B. für Verkleidungen) und Wirkung stehen hier in einem eher ungünstigen Verhältnis.

Die Beseitigung einer **Tonquelle am Bugfahrwerk** bildet hier eine Ausnahme. Die Auswertungen der Mikrofonarraydaten zeigten zwei starke Töne bei 380 und 760 Hz, die dem Bugfahrwerk zugeordnet werden konnten (s. *Bild 3*). Der erste Ton tritt in den Schallkarten zwar deutlich hervor, er wird aber im Gesamtspektrum von einer Geräuschquelle aus dem Bereich

der Triebwerke, die bei ähnlicher Frequenz emittiert, überstrahlt. Der zweite Ton ist sehr wahrscheinlich die erste Harmonische des ersten, denn beide Töne konnten unabhängig von der Fluggeschwindigkeit nachgewiesen werden.

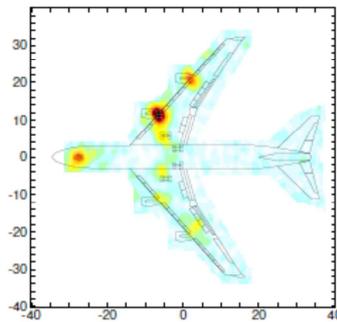


Figure 4. Beamforming map for fly-over at 89.3 m/s (60), at 90° for 367 Hz.

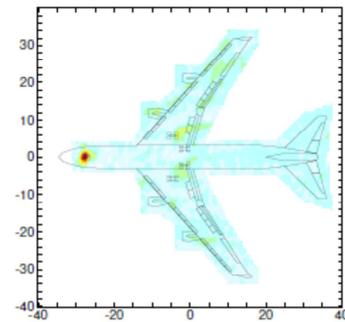


Figure 5. Beamforming map for fly-over at 81.3 m/s (18), at 60° for 758 Hz.

Bild 3: Zwei starke Töne vom Bugfahrwerk bei 380 und 760 Hz (Grafik: Dedoussi et al., 2013 [2]).

Im Rahmen des regelmäßigen Austauschs mit Boeing-Akustikexperten wurde diese Thematik erörtert. Die Boeing-Experten fanden ähnliche Töne bei der Entwicklung der B747-8I, die am sogenannten „Torsion Link Bolts“ / Hohlbolzen entstehen. In umfangreichen Untersuchungen konnte eine Maßnahme zur Unterdrückung des Tons entwickelt werden. Dabei wurde der Rand des einseitig offenen Bolzens so modifiziert, dass eine Zinnen förmige Struktur entsteht, die sogenannte „castellated edge“-Öffnung (s. Bild 4). Diese Maßnahme hat nach vorliegendem Kenntnisstand keine Auswirkung auf den Gesamtpegel des Flugzeugs, jedoch sollte die Lästigkeit des Geräuschs durch die Beseitigung der Töne reduziert werden.



Bild 4: Modifizierter „torsion link bolt“ mit „castellated edge“-Öffnung am Bugfahrwerk der Boeing 747-8I.

### 2.1.2. AP1.3.2 – bpf/liner CF6-80-Triebwerk der B747: Optimierung, Engineering, Prototypbau, Messung am Triebwerksprüfstand und Auswertung

Verschiedene Voruntersuchungen (s. u.a. [1]) zeigen das Lärminderungspotenzial von modifizierten Acoustic Panels im Einlauf der CF6-80C2-Triebwerke. In MODAL wurden nun OEM-Panels in schallharte, mit einer homogenen Oberfläche versehene Panels umgebaut und am Triebwerksprüfstand sowie im Rahmen von Überflugmessungen getestet. Das technische Ziel war, eine in Umlaufrichtung homogene Oberfläche herzustellen, die die nicht-ausbreitungsfähigen Grundschnwingungen möglichst wenig stört.

Die vorbereitenden Arbeiten hierzu zeigten, dass bei einer vollständigen Neukonstruktion von akustisch optimierten Panels nur ein Teil der Entwicklungsschritte hätte bearbeitet werden können. Gründe hierfür sind der hohe Entwicklungsaufwand (u.a. hinsichtlich Flexibilität und Festigkeit der Bauteile bzw. Materialien) und das umfangreiche Zulassungsprogramm unter Einbindung der EASA.

Zwei Varianten von modifizierten Acoustic Panels konnten dagegen im Rahmen von MODAL in Prüfstands- und Überflugmessungen getestet werden. Dass dieser Punkt erreicht wird, geht weit über den im MODAL-Antrag gesteckten Untersuchungshorizont und die erwartbaren Ergebnisse hinaus. Die Ergänzung der Aufgaben und Mittelverschiebung hat sich somit als sinnvoll erwiesen.

#### a) Entwicklung von modifizierten Acoustic Panels und Triebwerksprüfstandsmessungen:

Zur Entwicklung der alternativen modifizierten Acoustic Panels waren die folgenden Arbeitsschritte zu leisten:

##### 1) Verschiedene Konzepte und Auswahl

Aufbauend auf der Analyse des Standes der Technik wurden verschiedene Lösungswege definiert und unter nachstehenden Gesichtspunkten bewertet.

- Aeroakustische Anforderungen
- Luftrechtliche Anforderungen
- Technische Anforderungen
- Wirtschaftliche Aspekte

Bild 5 zeigt die erste der beiden ausgewählten Lösungen, bei der Standard Acoustic Panels in **partielle Hardwall Panels** umgebaut wurden. Auf der Fan-zugewandten Seite wurde ein Hard Wall Bereich hergestellt, mit dem das mode-scattering unterdrückt werden soll. Auf der Fan-abgewandten Seite bleibt der Schalldämpfer unbehandelt, mit dem Ziel weiterhin von der akustischen Auslegung des Wabenaufbaus zur direkten Dämpfung des Schallfelds profitieren zu können.

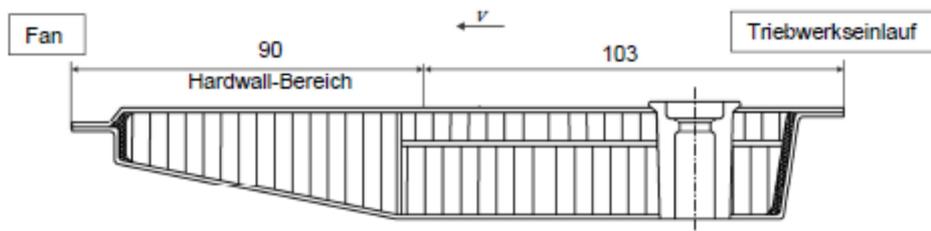


Bild 5: Querschnitt eines Acoustic Panels mit Kennzeichnung des Bereichs, der im Falle der partiellen Hardwall Panels umgebaut wurde.

Bei der zweiten Variante wurde die komplette Oberfläche zu einem **Hardwall** umgebaut, um den größtmöglichen Effekt auf das mode-scattering auszuüben. Allerdings

ist davon auszugehen, dass die Schalldruckpegel für andere Frequenzen ansteigen (insbesondere beim Kreissägengeräusch, Buzz Saw), da die schalldämpfenden Eigenschaften des ursprünglichen Bauteils nicht mehr vorhanden sind. Voruntersuchungen lassen aber erwarten, dass der Nettoeffekt dieser Panels deutlich positiv sein wird.

## 2) Konstruktion und Herstellung der Technologieträger

Die den Hardwall herstellende Deckschicht wurde aus max. 1 mm dickem glasfaserverstärkten Kunststoff (GFK) gefertigt, der direkt auf das vorhandene perforierte Facesheet des Panels laminiert wurde. Der hierzu verwendete Filmkleber wurde zwischen Deckschicht und Panel aufgebracht. Aus der Konstruktion der Technologieträger folgt eine Reihe von Fertigungsvorgaben:

- Schleifen und Reinigen der Facesheets vor dem Laminieren
- Aufbringen weiterer Lagen: Abreißgewebe, das überschüssiges Harz aufnimmt und Vliesstoff, der Fertigungstoleranzen ausgleicht (s. *Bild 6*)

Alles zusammen härtet dann in einem Ofen bei 120 °C, 90 Minuten bei 255 hPa aus. Das so präparierte Panel wird vorher in eine vorhandene Aluminiumform eingespannt und mit einer Vakuummatte überzogen, die ausgepumpt wird. Der Anpressdruck soll gleichermaßen gute Verklebung und Formstabilität gewährleisten.



*Bild 6: Modifiziertes Acoustic Panel mit Abreißgewebe und Vliesstoff nach dem Aushärten.*

Nach dem Aushärten wird das Abreißgewebe entfernt und zum Schutz der Oberfläche ein Epoxid-Polyamid Coating aufgetragen. Zur Qualitätssicherung wird das Panel visuell kontrolliert und wo nötig nachbearbeitet.

Der gesamte Prozess für die Modifikation der Acoustic Panels ist im sogenannten „Repair Document“ (RD) beschrieben, einem zugelassenen Dokument der Lufthansa Technik als Entwicklungsbetrieb. Hieraus werden die Arbeitskarten für die Bereiche erstellt, die die Modifikation an den Panels durchführen.



Bild 7: Panels im Vergleich: Baseline (oben), partielles Hardwall Panel (Mitte) und Hardwall Panel (unten).

Teil der Konstruktionstätigkeiten ist die Risikoanalyse, ob die Modifikation zu Problemen beim Betrieb des Triebwerks führen kann. Durch das Auftragen von 1 mm Deckschicht auf den Panels wird der Querschnitt verengt, was zu einer leichten Erhöhung der Strömungsgeschwindigkeiten führt, die aber als vernachlässigbar abgeschätzt wurde im Vergleich zu anderen möglichen Störungen wie z.B. durchflogene Böen.

Das Risiko des Fan Flatterns (Fanschaufeln werden durch Störungen in der Schaufelzuströmung zum Schwingen angeregt), das zu vermeiden ist, weil es zu großen Schäden führen kann, wird durch die Modifikation der Akustik Panels nicht erhöht. Die modifizierte nun glatte Oberfläche hat eher positive Effekte auf die Grenzschicht. Sie wird sich weniger stark ausbilden, als im Vergleich zur perforierten Oberfläche, und so die Zuströmung zum Fan nicht negativ beeinflussen.

Während des Betriebs kann nicht ausgeschlossen werden, dass sich z.B. aufgrund von Fremdkörpereinwirkungen und Feuchtigkeitseinschluss Teile der Deckschicht lösen und eingesaugt werden. Sollten die Teile in den Nebenstrom gelangen, wird dies zu Vibrationen führen, allerdings wird keine Fanschaufel abreißen, weil sie für größere Lasten ausgelegt sind, als die, die von der Deckschicht ausgehen. Der unwahrscheinliche Fall, dass Deckschichtteile ins Kerntriebwerk gelangen, wird lokal größere Schäden im Verdichter nach sich ziehen. Dabei entstehende Vibrationen können ein zulässiges Maximum überschreiten, so dass die Cockpit-Crew das Triebwerk abschalten wird. Ein solcher Fall würde als „minor engine effect“ klassifiziert werden, bei dem das Flugzeug in der Lage sein muss, einen kontrollierbaren Flug fortzusetzen.

Zusammenfassend zeigt sich, dass die möglichen Risiken, welche von einer Modifikation der Acoustic Panels ausgehen, akzeptierbar sind.

### 3) Akustische Messungen am Triebwerksprüfstand

Die Messungen wurden im Unterauftrag von DLR-AT-TRA zusammen mit LHT durchgeführt. Die Zusammenarbeit erstreckte sich auch auf die in 1) dargestellten Aufgaben.

Gemessen wurde mit der in den Projekten LEXMOS (LuFoIII) und MASSIF-EffekT (LuFoIV) vom DLR entwickelten Mikrofon-Array-Technik für geschlossene Trieb-

werksprüfstände. Insgesamt 64 Mikrofone wurden als lineares Array in einer Raumecke montiert. Hierzu wurden eigens Holzelemente mit einer schallharten Oberfläche gefertigt, so dass die Reflexionen der Schallwellen an der Messstelle nicht beeinflusst werden.



*Bild 8: Montage der Mikrofone auf Holzelementen in der Raumecke des Triebwerkprüfstands der LHT in Hamburg.*

Im September 2013 waren zeitgleich zwei MD11-Triebwerke zur mehrwöchigen Überholung im engine-shop der LHT. Die Acoustic Panels beider Triebwerke konnten für MODAL genutzt werden. Das erste fertig überholte Triebwerk diente dann als Plattform für die Messungen. Anders als am Flugzeug ist vor dem Kerntriebwerk ein anderer Lufteinlass – „bellmouth“ genannt (s. *Bild 8*, rechts oben) – montiert, der zur Stabilisierung der Strömung im Prüfstand benötigt wird.

Zur Referenz wurden als erstes die unveränderten Standard-Panels vermessen (*baseline*). Dann folgte der zweite Panel-Satz, der schon im Vorfeld zur partiellen Hardwall-Variante (vereinfacht mit *Hardwall-50%* bezeichnet) umgebaut wurde. Zwischenzeitlich wurde auch der erste Panel-Satz in die komplette Hardwall-Variante (*Hardwall-100%*) umgebaut und als letztes vermessen. Zwischen den Messungen musste das Triebwerk und das Messsystem jeweils neu auf- und abgebaut werden, um den Normalbetrieb am Prüfstand zu gewährleisten. Nach jedem Einbau von Acoustic Panels ins Triebwerk bedurfte es einer Trocknungszeit der Dichtmasse von 12 Stunden bevor das Triebwerk wieder genutzt werden konnte. All diese Anforderungen zusammen bedingen letztlich eine komplexe Logistik, die zu einem Messprogramm führte, in dem an vier Tagen zwischen dem 26.9. und 1.10.2013 gemessen werden konnte.

Aufgrund von Erkenntnissen aus früheren Messungen und Diskussionen mit Boeing-Experten wurde jede der drei Panel-Varianten mit und ohne T12-Sensor gemessen, um den möglichen Einfluss des Sensors, der direkt vor dem Fan montiert ist, auf das Mode-scattering zu untersuchen. Insgesamt wurden also sechs verschiedene Konfigurationen vermessen: drei Panel-Varianten jeweils mit und ohne T12-Sensor.

Für jede Konfiguration wurden zwei Arten von Messungen durchgeführt. Bei den dynamischen Messungen wurden zwei Triebwerkshochläufe vom Leerlauf bis 108%  $N_1$  aufgezeichnet, während bei den statischen Messungen 15 verschiedene Drehzahlen angefahren und 40s lang gemessen wurden. Die dabei erzeugte Datenmenge ist so

groß, dass das Speichern rund 2 min dauerte. Für alle Messungen war zusammen genommen eine Stunde Triebwerkslaufzeit nötig.

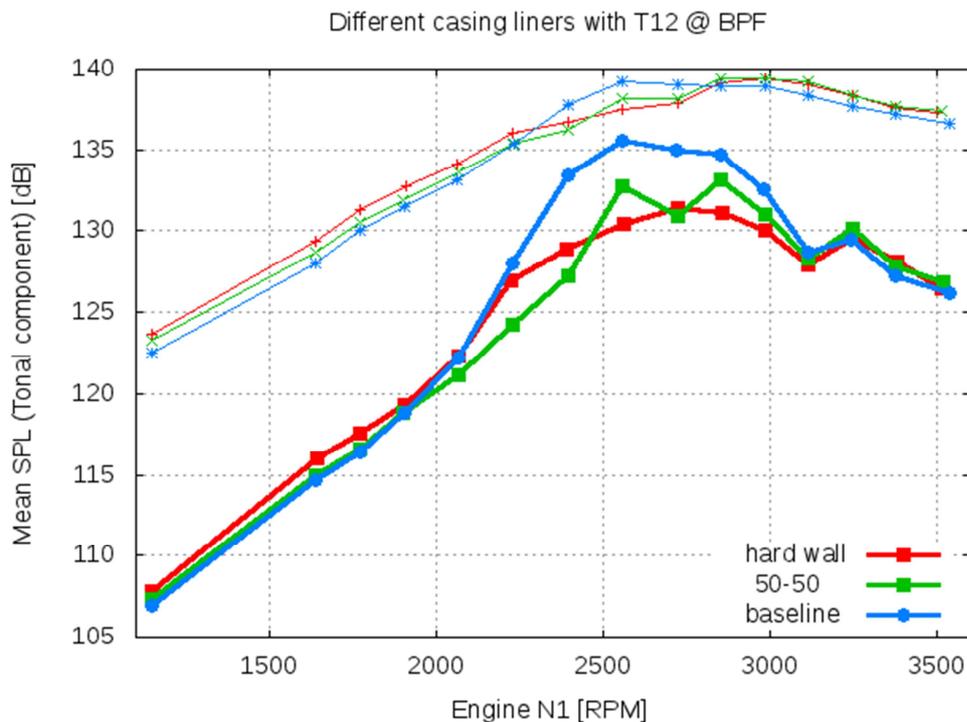
*Bild 9* zeigt die genauen Drehzahlen und Blattfolgefrequenzen (bpf) der statischen Messungen. Die grau markierten Drehzahlen entsprechen den Messungen von 2007, um Vergleichbarkeit der verschiedenen Messungen zu gewährleisten. Damals wurde der Hardwall prototypisch durch Überkleben der Acoustic Panels mit High Speed Alu Tape hergestellt.

Nummer	N1=Ω			BPF = 38·Ω
	[%]	[min <sup>-1</sup> ]	[Hz]	[Hz]
1	35	1148	19	727
2	50	1640	27	1039
3	54	1771	30	1122
4	58	1902	32	1205
5	63	2066	34	1308
6	68	2230	37	1412
7	73	2394	40	1516
8	78	2558	43	1620
9	83	2722	45	1724
10	87	2854	48	1808
11	91	2985	50	1891
12	95	3116	52	1973
13	99	3247	54	2056
14	103	3378	56	2139
15	108	3542	59	2243

*Bild 9:* Die 15 Messpunkte der statischen Messungen mit den jeweiligen Drehzahlen und bpf-Frequenzen (Drehzahl Fan \* 38 Fanschaufeln); grau markiert sind die Drehzahlen, bei denen auch 2007 gemessen wurde.

Die Ergebnisse der Datenauswertung entsprechen den Erwartungen und zeigen im *baseline*-Fall bei Drehzahlen zwischen rund 2000 und 3000 rpm einen starken Pegelanstieg bei der Blattfolgefrequenz. Dieser Anstieg reduziert sich deutlich beim Einsatz der modifizierten Acoustic Panels. In *Bild 10* (dicke Linien) ist entsprechend die Entwicklung des Pegels der Blattfolgefrequenz alleine darstellt.

Dieser Effekt hat im Drehzahlbereich von etwa 2300 – 2700 rpm Auswirkungen auf den Gesamtpegel des Triebwerks, der dort um bis zu rund 2dB abgesenkt wird (s. Abb. 5 dünne Linien). Welche der beiden modifizierten Panel Varianten in diesem Drehzahlbereich besser ist, lässt sich auf Basis dieser Ergebnisse nicht abschließend sagen. Die Unterschiede sind zum einen zu gering und zum anderen können Prüfstandsmessungen wegen der etwas anderen Strömungsverhältnisse (Bellmouth u.a.) nicht 1:1 auf den Realflug übertragen werden.



**Bild 10:** Gemittelte Gesamtschalldruckpegel für alle drei Panel-Varianten (dünne Linien) im Vergleich zum gemittelten Pegel der Blattfolgefrequenz alleine (dicke Linien) (Grafik: DLR).

Im Drehzahlbereich unterhalb 2000 rpm ist ein kleiner konstanter Offset zwischen den drei Panel-Varianten erkennbar (*Bild 10*, dünne Linien), der sich im Rahmen der Messungenauigkeit bewegt.

Oberhalb von 3000 rpm ändern sich die Verhältnisse aufgrund des auftretenden Kreissägengeräusches. Die modifizierten Panels schneiden hier tendenziell etwas schlechter ab als die Original-Panels (*Bild 10*, dünne Linien), der Unterschied liegt auch hier im Rahmen der Messungenauigkeit.

Insgesamt zeigt sich, dass beide Hardwall-Panels das Mode-scattering bei typischen Landedrehzahlen effektiv unterdrücken. Dem steht eine geringere Zunahme des Geräuschs bei typischen Start-Drehzahlen gegenüber. Die Bedeutung dieser Effekte für den Flugbetrieb lassen sich letztlich erst mit Hilfe von Überflugmessungen quantifizieren.

Der Einfluss der T12-Sensor im Falle des MD11-Triebwerk ist vernachlässigbar wie *Bild 11* beispielhaft für den Fall *Hardwall-50%* zeigt. Dieses Ergebnis ist aber nicht direkt übertragbar auf den Fall B747-400, weil hier zwei Sensoren mit anderer äußerer Form eingebaut sind, es deckt sich aber mit den Erfahrungen, die Boeing aus eigenen Untersuchungen berichten konnte.

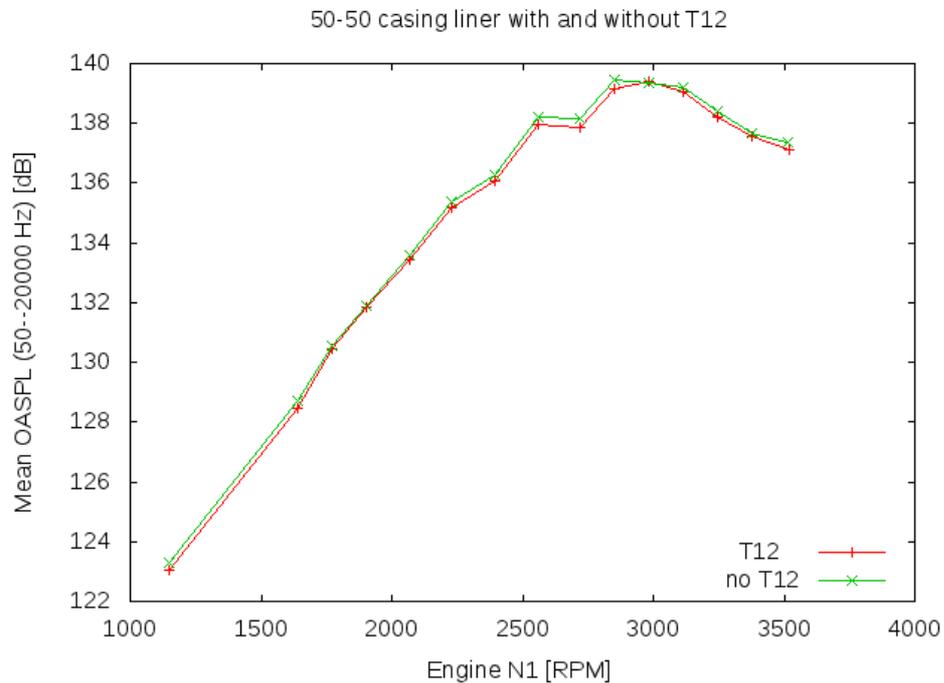


Bild 11: Gemittelte Gesamtschalldruckpegel für die Panel-Variante Hardwall-50% mit und ohne T12-Sensor (Grafik: DLR).

Die Arbeiten zur Entwicklung und Messung von alternativen Acoustic Panels für das CF6-80C2-Triebwerk am Triebwerksprüfstand konnten früher als geplant abgeschlossen werden. Der Ausfall des geplanten Partners PFW konnte seitens LHT vollständig aufgefangen werden, wobei das geplante Budget nicht ausgeschöpft wurde. Auch dieser Umstand trug u.a. dazu bei, dass das Aufgabenpaket um die Überfluggmessungen ergänzt werden konnte.

Die Ergebnisse der Prüfstandsmessungen mit modifizierten Acoustic Panels am CF6-80C2D1F-Triebwerk wurden Lufthansa-intern einer eingehenden Bewertung unterzogen. Die wesentlichen Schlussfolgerungen dabei waren:

- Ergebnisse müssen nach Drehzahl- und Einsatzbereich differenziert werden.
- Die Messungen zeigen das erwartete Potenzial der Hardwall Panels für die Landung.
- Möglicher negativer Einfluss der Hardwall Panels auf das Kreissägengeräusch beim Start ist offen.
- Prüfstandsergebnisse dürfen wegen unterschiedlicher akustischer Verhältnisse (Anströmung des Fans und Dämpfung im Bellmouth) nicht 1:1 auf ein Triebwerk mit Standardeinlauf im Flug übertragen werden.

## b) Überflugmessungen mit modifizierten Acoustic Panels:

Um zu untersuchen, dass modifizierte Acoustic Panels in keiner relevanten Flugsituation und -konfiguration einen negativen Einfluss auf das Gesamtgeräusch des Flugzeugs haben, wurde von den Projektpartnern (LH, LHT, DLR unter Einbeziehung LCAG) der folgende Arbeitsplan erarbeitet und im Rahmen einer kostenneutralen Verlängerung ohne zusätzliche Fördermittel genehmigt:

- Mit MD11-Überflugmessungen soll die Auswirkung der Acoustic Panels am Immissionsort gemessen werden, getrennt für Start und Landung, unterschiedliche Höhe und Drehzahlen etc.
- Ziele:
  - 1) Untersuchung, ob modifizierte Acoustic Panels im Approach positiv wirken und
  - 2) Untersuchung, ob es einen negativen Einfluss modifizierter Panels auf das Kreissägengeräusch beim Start gibt.
- Parallel soll die Ursache der Tonquelle vom Hauptfahrwerk erneut untersucht werden: nach Boeing-Empfehlung sollten alle in früheren Untersuchungen einzeln verschlossene Hohlbolzen gleichzeitig verschlossen werden.

Die Durchführung der Überflugmessungen wurde auch möglich, weil die Messkampagne von der Lufthansa Cargo AG mit der Bereitstellung und dem Betrieb der Flugzeuge unterstützt wurde.

1) Messflüge und Flugzeuge

Die Messflüge mit verschiedenen Varianten von modifizierten Acoustic Panels konnten am 29.6. bis 1.7.2015 am Flughafen Magdeburg-Cochstedt durchgeführt werden. Insgesamt waren drei Flugzeuge der MD11-Flotte der Lufthansa Cargo AG im Einsatz (s. auch *Bild 12*):

- Flugzeuge mit mod. Acoustic Panels:
  - o D-ALCC → 100% Hardwall
  - o D-ALCM → 50% Hardwall
- Referenzflugzeug:
  - o D-ALCF



*Bild 12: D-ALCF wird am Boden nachgetankt, während D-ALCC den zweiten Teil des Flugprogramms absolviert.*

Die Flugzeuge wurden mit rund 200 t Gesamtgewicht geflogen (max. Landegewicht MLW = 222,9t ), um jederzeit sicher landen zu können. Die Wartung und Betreuung der Flugzeuge erfolgte durch Mitarbeiter der Lufthansa Technik Maintenance International (LTMI).

## 2) Messprogramm

Zum Test des Messprogramms fand im Vorfeld eine Simulator-Session mit allen beteiligten Piloten statt. Hier wurde das vom Partner DLR AS-TEA vorgeschlagene Messprogramm evaluiert sowie Verbesserungsvorschläge erarbeitet und abgestimmt.

Jede der drei eingesetzten MD11-F flog das gleiche Programm. Die reine Flugzeit betrug für jedes Flugzeug rund fünf Stunden. Der Ablauf war wie folgt:

- 6 Überflüge für Approach (Flaps 28°)
- 6 Überflüge für Landing (Flaps 35°)
- Tankstopp um Gewichtsverluste zu kompensieren
- Standlaufmessung (bis  $N_1 = 50 - 100\%$ )
- 6 Überflüge für Start
- 6 Überflüge für Landing (Flaps 50°)

Es wurden typische An- und Abflugverfahren geflogen. Die Approach-Messungen entsprechen Anflüge in größerer Entfernung und Höhe. Mit den Landing-Messungen wurde der letzte Abschnitt des Landeanflugs simuliert. Die Trennung zwischen Approach und Landing erlaubte eine einfachere Logistik, eine effektivere Nutzung einzelner Mikrofone für mehrere Zwecke und eine bessere fliegerische Reproduzierbarkeit der jeweils benötigten Konfigurationen über den Messstellen. Im Rahmen der Landing-Flüge wurden darüber hinaus beide möglichen finalen Klappenstellungen 35 und 50 Grad separat untersucht.

Bei den Startmessungen lag die Drehzahl inmitten des Bereichs, in dem das Kreissägengeräusch auftritt. Zusätzlich wurde bei den Bodenmessungen der komplette Lande- und Startdrehzahlbereich mit Standlaufmessungen untersucht. Zwischen 50% und 90%  $N_1$  wurden die stabilisierten Triebwerke in 5%-Abständen vermessen, zwischen 90 und 100%  $N_1$  lagen die Abstände bei zwei Prozent. Ziele der Standlaufmessungen waren das Verhalten der Blattpassierfrequenz im unteren Drehzahlbereich und das Kreissägengeräusch im oberen Drehzahlbereich genauer zu untersuchen.

Nach etwa 1,5h Flugzeit wurden die Flugzeuge aufgetankt, um eine möglichst gleichbleibende Performance während der Messungen zu gewährleisten. Jede zu untersuchende An- oder Abflug-Konfiguration wurde bis zu sechs Mal wiederholt, um einen ausreichend gut definierten Mittelwert zu erhalten.

Die Mikrofone wurden so positioniert, dass sie so weit wie möglich typischen Messpositionen im An- und Abflugbereich in Frankfurt entsprechen (s. auch 3) ).

### 3) Messungen

Zur Vorbereitung und Durchführung der Messungen wurde DLR AS-TEA beauftragt.



*Bild 13: Eine Messstelle mit Mikrophon auf rund 1,2 m Höhe und Koffer mit Geräten zur Datenaufnahme und -übertragung.*

Das Startgewicht von 200 t lag im Vergleich zum normalen Flugbetrieb relativ niedrig, so dass die Flugzeuge bei typischen Drehzahlen relativ hohe Steigraten aufwiesen. Deshalb wurden die Positionen der Mikrofone (s. *Bild 13*) entsprechend angepasst, so dass die Überflughöhen und der Zustand des Flugzeugs (Schub, Geschwindigkeit, Klappen) so nahe wie möglich an realen Werten lagen, über den Mikrofonen aber gleichzeitig ein eindeutig definierter Flugzustand herrschte (kein Wechsel von Klappenstellung u.ä.).

*Bild 14* zeigt die Positionen der Messstellen inklusive des Mikrofons MD11-05, das für die Standlaufmessungen genutzt wurde.



*Bild 14: Vier Messstellen wurden innerhalb, eine außerhalb des Flughafens Magdeburg-Cochstedt eingerichtet.*

Für die nachfolgende Datenauswertung ist es essentiell, dass die Position eines Flugzeugs zu jedem Messzeitpunkt genau bekannt ist. Zu diesem Zweck wurden GPS-Datenlogger angeschafft, die im Flugzeug an einem Fenster fixiert wurden und Daten von sehr guter Qualität lieferten. Zusätzlich wurden GPS-Empfänger, die im Rahmen von FREQUENZ genutzt wurden, eingesetzt. Deren Empfangsstabilität und -qualität blieben jedoch hinter denen des Datenloggers zurück.

#### 4) Messtage

Im Vorfeld wurden vier mögliche Messtage – MO 29JUN15, DI 30JUN15, MO 06JUL15 und DI 07JUL15 – mit dem Flugzeugeinsatz der Lufthansa Cargo abgestimmt, da Lärmmessungen nur bei bestimmten möglichst stabilen Wetterlagen (kein Regen, nur wenig Wind) stattfinden können. Zur Beurteilung der Wetterentwicklung wurden neben den flugbetriebsinternen Informationen auch die Standardwetterdienste (wetteronline.de u.a.) und auf fliegerische Belange ausgerichtete Wetterplattformen genutzt (www.baseops.de). Glücklicherweise bildet sich zum Wochenbeginn (MO 29JUN) eine stabile Hochdruckwetterlage über Deutschland aus, die entsprechend frühzeitig stabil prognostiziert wurde. So konnten alle nötigen Vorbereitungen – Flugplanung und Crew, DLR-Messmannschaft und Geräte, LTMI, Flughafen Magdeburg-Cochstedt – schon frühzeitig für MO 29JUN und DI 30JUN angestoßen werden.

Tatsächlich waren die äußeren Bedingungen an allen Messtagen sehr günstig (geringer Wind, deutlich unter 10 kn, kein Niederschlag). Zusammen mit den sehr guten fliegerischen Leistungen der Piloten lässt dies auf eine hohe Datenqualität hoffen.

#### 5) Modifikationen an den Hauptfahrwerken

Neben der Modifikation der Acoustic Panels wurde auch die Ursache der Tonquelle vom Hauptfahrwerk erneut untersucht.



*Bild 15: MD11-Hauptfahrwerke: Drahtumwicklung an einer Strebe; rechts: Kunststoffabdeckungen über Hohlräumen.*

Nach einer eingehenden Besichtigung der Hauptfahrwerke wurden weitere Bauteile als mögliche Quellen identifiziert: 2 Hohlräume und 1 Strebe an den MLGs, 1 Hohlraum und 1 Strebe am CLG. Die Engineering-Order (EO) wurden vom System-Engineering in sehr kurzer Zeit entsprechend erweitert und die Materialverfügbarkeit am Zuliefermarkt geklärt, so dass alle Modifikation (alte aus dem Projekt FREQUENZ und neue, s. *Bild 15*) gleichzeitig untersucht werden konnten. Entsprechend einer Empfehlung der Akustik-Experten von Boeing wurden an den beiden Flugzeugen D-ALCC und D-ALCM alle Modifikationen der Hauptfahrwerke gleichzeitig vorgenommen. Das Referenzflugzeug D-ALCF blieb auch hier unverändert.

#### 6) Auswertung

Die Daten der Flugzeugrekorder und der GPS-Empfänger wurden nach den Messflügen extrahiert, aufbereitet und DLR AS-TEA zur Verfügung gestellt. Dort wurden die Daten mit den Messdaten der Mikrofone verknüpft, so dass zu jedem Messzeitpunkt die genau Position und der Zustand (Geschwindigkeit, Schub, Konfiguration u.a.) des vermessenen Flugzeugs bekannt sind. Nun galt es mögliche Abweichungen (z.B. von der Sollhöhe u.a.) zu ermitteln und etwaige Pegelkorrekturen durchzuführen. Damit waren zum Zeitpunkt der Erstellung dieses Berichts die Arbeiten zur Datenaufbereitung seitens DLR AS-TEA geleistet.

Die noch fehlende Analyse und Interpretation der Daten hinsichtlich der Wirkung von modifizierten Acoustic Panels und der Tonquelle vom Hauptfahrwerk waren im Rahmen des Bearbeitungszeitraums von MODAL nicht mehr möglich, werden aber im Nachgang unmittelbar erfolgen.

#### 2.1.3. AP1.3.3 – Untersuchung Quellmechanismus der B747-Krüger-Klappen

Die Arbeiten des Partners DLR AS-TEA wurden wie geplant beratend unterstützt und begleitet. Daneben wurde auch der Austausch mit Boeing-Experten gepflegt.

Um ein tieferes Verständnis der Aero-Akustik der Krüger-Klappen zu erreichen, wurden vom DLR aufwändigen Untersuchungen in verschiedenen Windkanälen durchgeführt. Aus LH-Sicht war die wichtigste Erkenntnis der Arbeiten, dass den Haltern eine große Bedeutung als wesentliche Quelle des gesamten Krüger-Klappen-Geräuschs zukommt. Möglichen Veränderungen sind damit enge Grenzen gesetzt, weil die Kinematik des Klappensystems kaum geändert werden kann (s. auch Abschnitt 2.1.1).

### 3. AP2 – Erarbeitung einer standardisierten FluglärmDatenbasis als Grundlage für die sachgerechte Realisierung der DIN 45689

#### 3.1. AP2.1 – Auswertung der Verkehrsstatistiken der beteiligten Flughäfen; Identifikation der lärmrelevanten Flugzeugmuster, Ermittlung von Bewegungshäufigkeiten und typischen Auslastungen / Destinationen

Lufthansa-Statistiken zu verschiedenen Flughäfen FRA, DUS, CGN, TXL, MUC und HAJ wurden aus Flugdatensystemen erhoben, gefiltert und an DLR AS-HEL übermittelt, wo sie in die Ergebnisse entsprechend eingeflossen sind.

Der wesentliche inhaltliche Teil der Arbeiten wurden seitens des Partners DLR geleistet. Dementsprechend beschränkten sich die LH-Anteil neben der Datenlieferung auf die beratende Mitarbeit.

#### 3.2. AP2.2 – Ermittlung von Flugleistungsdaten für die wichtigsten Flugzeugmuster aus verschiedenen Quellen (ANP, BADA), Vergleich und Verifizierung dieser Daten, Integration in die Datenbasis

Wichtigster Beitrag seitens Lufthansa in AP2 war die Berechnung von Flugleistungsdaten für die wichtigsten im Konzern betriebenen Flugzeuge. Die Experten für die Berechnung von Flugprofilen und Flugleistungsdaten sind bei Lufthansa Systems (LSY) angesiedelt, die für die Arbeiten entsprechend beauftragt wurde. Die Berechnungen wurden in enger Zusammenarbeit mit DLR FT vorbereitet, durchgeführt und die Ergebnisse dem DLR zur Verfügung gestellt. Hier lag die Federführung für diese Aufgabe, in deren Rahmen Flugleistungsdaten aus verschiedenen Quellen zusammengeführt und konsolidiert wurden, um sie für die DIN 45689-Datenbasis nutzbar zu machen.

Auf Basis der Ergebnisse aus AP2.1 (Verkehrsstatistiken) wurden die wichtigsten Flugzeugtypen identifiziert und mit den in der ANP-Datenbank zur Verfügung stehenden Daten verglichen. In Abstimmung mit Experten von LSY wurde eine Liste von Flugzeugtypen/Triebwerksvarianten zusammengestellt, für die Berechnungen mit den Software-Produkten verschiedener Hersteller (insb. Airbus und Boeing) durchgeführt wurden. *Bild 16* zeigt die Übersicht der berechneten Flugzeugtypen.

#### MODAL Takeoff Version 5

0,453597 lb to kg

MODAL Kennung	ANP ACFT_ID	ANP Description	ANP				
			Max Weight lb	Weight (2) lb	Weight (2) % von Max	Max Weight kg	Weight (2) kg
1 A319	A319-131	Airbus A319-131/V2522-A5	149.913	136.500	0,91	68.000	61.916
2 A320	A320-211	Airbus A320-211/CFM56-5A1	162.038	144.200	0,89	73.500	65.409
3 A321	A321-232	Airbus A321-232/IAE V2530-A5	196.209	170.000	0,87	89.000	77.111
4 A330	A330-343	Airbus A330-343/RR Trent 772B	513.672	441.900	0,86	233.000	200.445
5 A340-NG	A340-642	Airbus A340-642/RR Trent 556	811.293	671.300	0,83	368.000	304.500
6 A380	A380-841	Airbus A380-841/RR Trent 970	1.234.576	1.006.106	0,81	560.000	456.367
7 B737	737500	Boeing 737-500/CFM56-3C-1	119.048	114.100	0,96	54.000	51.755
8 B747	747400	Boeing 747-400/CF6-80C2B1F	869.935	720.900	0,83	394.600	326.998

*Bild 16: Übersicht der berechneten Flugzeugtypen und Startgewichte.*

Mit Hilfe mehreren Telefonkonferenzen, der Berechnung von Testdaten durch LSY und deren Auswertung durch das DLR konnten die Rahmenbedingungen der Performance-Berechnungen präzisiert werden. Die Berechnungen erfolgen für:

- zwei generische Flughäfen (0 und 1500ft Elevation, 4000m Bahnlänge)
- acht Flugzeugtypen mit LH-MTOW und einem weiteren Gewicht, das aus der ANP-Datenbank ermittelt wird, um eine saubere Anknüpfung an diese Daten zu ermöglichen
- Zwei Schubsetzungen (max take-off und flex/de-rated thrust)
- Normalatmosphäre
- Zwei Startverfahren nach ANP an Flughafen A und vier Startverfahren an Flughafen B.

Um die Startverfahren untereinander – auch hinsichtlich ihres Kerosinverbrauchs - vergleichen zu können, wurden die Berechnungen bis zur gleichen Höhe (10.000 ft) und zum gleichen Endpunkt bei gleicher Geschwindigkeit geführt.

Es ergeben sich fast 200 Modellrechnungen, die zum Teil mehrfach durchgeführt wurden. So konnten Unstimmigkeiten bei vorläufigen Berechnungen geklärt und beseitigt werden, so dass dem Partner DLR letztlich Daten zur Verfügung gestellt wurden, die mittlere Abflugprofile von verschiedenen Flugzeugen für die verschiedenen Rahmenbedingungen beschreiben.

Die Berechnungen sind insofern als ideal zu bezeichnen, weil sich aufgrund von lokalen Gegebenheiten und Vorgaben an einzelnen Flughäfen die Höhenprofile systematisch verschieben können und weil aufgrund von schwankenden äußeren (Wetter) und operationellen (Abfluggewichte) Bedingungen eine Streuung im Verlauf der Höhenprofile üblich ist.

### **3.3. AP2.3 – Bereitstellung von für deutsche Flughäfen charakteristischen An- und Abflugverfahren in Form prozeduraler Beschreibungen**

Aufgrund von Problemen bei der Auswertung von Radardaten seitens der Projektpartner wurde im Rahmen der Statusbesprechung 2014 ein alternativer Weg bestehend aus mehreren Schritten definiert, über den typische An- und Abflugverfahren an verschiedenen Flughäfen ermittelt wurden. Lufthansa hat sich dementsprechend hier an zwei Fragebogenaktionen der Flughäfen beteiligt, die standortspezifische Informationen zu Abflugprozeduren liefern. Experten aus dem Flugbetrieb haben die entsprechenden Fragebögen ortsbezogen beantwortet.

Zusätzliche Informationen wurden durch die engere Verknüpfung der Aufgabenstellung von AP2.2 und AP2.3 erreicht, u.a. indem in AP2.2 Berechnungen für zwei generische Flughäfen auf verschiedenen Höhen (0 und 1500ft) durchgeführt wurden. Die Berechnungen von Lufthansa Systems ermöglichen mehr Einsicht in Details, was über Radardatenauswertungen nicht zu erreichen war.

#### **4. AP3 – Analyse und Bewertung von Lärminderungsmaßnahmen**

- 4.1. AP3.1 – Einsatz der neuen Berechnungswerkzeuge und Daten zur Verifizierung der in den „Maßnahmenpaketen Aktiver Schallschutz“ in Frankfurt eingeführten operationellen Maßnahmen**
- 4.2. AP3.2 – Anwendung der neuen Berechnungswerkzeuge und Daten auf zusätzliche standortspezifische Problemstellungen an allen beteiligten Flughäfen.**

Im Zuge der Vorbereitungen von AP3 stellte sich zunehmend heraus, dass der Schwerpunkt der Flughafen-spezifischen Analysen von Lärminderungsmaßnahmen – auch aufgrund der Verzögerungen – auf Untersuchungen von geänderten von An- und Abflugverfahren lag. Dementsprechend müssen die Berechnungen von Maßnahmen an den Schallquellen mit neuen DIN-45689-angepassten AzB-Datensätze zu einem späteren Zeitpunkt erfolgen (u.a. DLR Projekt MIDAS).

Beispielsweise liegen inzwischen für die Umrüstung der A320-Familie mit Wirbelgeneratoren aus Messungen am Flughafen Frankfurt sehr valide Daten über die Wirkung der Modifikation in verschiedenen Anflugphasen vor. Daraus lassen sich in MODAL-Nachfolgeprojekten qualitativ hochwertige DIN-45689-angepasste AzB-Datensätze ableiten und anwenden.

Im Zuge der Auswertungen zur Boeing 747-400 stellte sich aber auch heraus, dass Daten zu anderen – insbesondere Ton haltige – Schallquellen verschiedener Flugzeuge mit ähnlicher Qualität kaum zu ermitteln sind, wenn man nicht auf Flughafenmessdaten oder Daten ähnlicher Qualität zurückgreifen kann. Um diese Lücke zu schließen hat Lufthansa zusammen mit DLR und den Flughäfen Frankfurt und München in LuFo V2 die Projektskizze SOUND eingereicht, die jedoch nicht zur Förderung empfohlen wurde.

## 5. Literatur

- [1] G. Saueressig, K. Haag, M. Baur, E. Boje, K.-H. Brandes, M. Damm, S. Fröhlich, P. Gnirs, J. Jaeglé, W. Jans, I. Köhler, M. Kutner, R. Lange, L. Mokros, A. Nix, U. Peters, U. Scheid, M. Schwabe, B. Schweitzer, A. Uhl, J. Wiedau, Schlussbericht der Deutschen Lufthansa AG zum Verbundprojekt FREQUENZ, November 2008.
- [2] I. C. Dedoussi, T. P. Hynes, und H. Siller, „Investigating landing gear noise using fly-over data: the case of a Boeing 747-400“, 19<sup>th</sup> AIAA-CEAS Aeroacoustics Conference AIAA 2013-2115, Berlin, 2013.