Angepasste Modellierungsvorschriften für vibroakustische Untersuchungen von Flugzeugrümpfen

Ray Dewald[1], Thomas Klimmek[1], Stephan Algermissen[2], Christian Hesse[3], René Winter[1]

[1] *DLR, Institut für Aeroelastik, 37073 Göttingen, E-Mail: Ray.Dewald@dlr.de*

[2] *DLR, Institut für Systemleichtbau, 38108 Braunschweig, Email: Stephan.Algermissen@dlr.de*

[3] *DLR, Institut für Systemarchitekturen in der Luftfahrt, 21129 Hamburg, E-Mail: Christian.Hesse@dlr.de*

Einleitung

In den letzten Jahrzehnten haben Flugzeuge eine immer wichtigere Rolle im globalen Verkehrssystem eingenommen. Zugleich geht dies auch mit einer deutlich höheren Belastung der Umwelt einher, insbesondere durch den Ausstoß von Schadstoffen. Aus diesem Grund müssen sich zukünftige Flugzeugentwürfe stärker an den Kriterien Umweltverträglichkeit und Nachhaltigkeit messen. Folglich fokussiert sich die Luftfahrtindustrie unter Anderem verstärkt auf die Erforschung neuartiger, energieeffizienter Antriebskonzepte (Abbildung 1). Allerdings könnten neuartige Triebwerke den Kabinenlärm z.B. durch geringere Drehzahlen oder offene Rotoren negativ beeinflussen. Von Triebwerken ausgehende Vibrationen werden u.a. als Körperschall zur Rumpfstruktur weitergeleitet und führen anschließend zu einer Schallabstrahlung innerhalb der Kabine.

Aus diesem Grund hat sich das DLR-Projekt INTONATE (Future Aircraft Interior Noise And Vibration Evaluation) zum Ziel gesetzt, einen digitalen Faden zur akustischen Komfortbewertung des Kabinenlärms mittels Simulationen für zukünftige Flugzeugentwürfe aufzubauen. Ein notwendiger Schritt in dieser Simulationskette ist die genaue Vorhersage der Strukturschwingungen.

Abbildung 1: Innovative Flugzeugentwürfe für die Zukunft, Credit: DLR (CC BY-NC-ND 3.0)

Der vorliegende Beitrag beschäftigt sich mit dem Aufbau und der Validierung eines parametrischen Finite-Elemente (FE) Modells der Primärstruktur einer Flugzeugkabine zur Entwicklung allgemeiner Modellierungsvorschriften für den vibroakustisch-relevanten Frequenzbereich.

Die Validierungsgrundlage hierzu bildet das Acoustic Flight-Lab (AFL) [1], welches eine vereinfachte A320 Rumpfstruktur in Dimensionen ist, die dem echten Flugzeug entsprechen. Das AFL wurde bereits in der Vergangenheit von Winter et al. [2] detailliert an 12000 Positionen mit verschiedenen Anregungspositionen und -quellen auf sein vibroakustisches Verhalten vermessen. Der qualitative Vergleich zwischen numerischen Daten aus dem FE-Modell und den experimentellen Daten erfolgt im tiefen Frequenzbereich mit dem Modal Assurance Criterion (MAC) [3] und im mittleren und hohen Frequenzbereich mittels des Energy Correlation Criterion (ECC) [4]. Während das MAC modale Parameter verwendet und somit nur anwendbar in Frequenzbereichen ist, in denen eine experimentelle Modalanalyse möglich ist, verwendet das ECC räumlich und spektral integrierte kinetische Energien. Dadurch ist das ECC robust gegenüber Unsicherheiten in der Messung und Modellierung, und somit für den höherfrequenten Bereich geeignet.

Seitens der numerischen Rumpfmodellierung fokussiert sich dieser Beitrag vor allem auf die generischen Anpassungen, wie beispielsweise die Bestimmung der räumlichen Elementdiskretisierung in Abhängigkeit der Wellenzahlen, Modellierungsansätze für Komponentenverbindungen (z.B. Stringer / Hautfeld-Verbindung) und Optimierung von Materialparametern.

Modellbildung des Flugzeugrumpfs

Der Aufbau eines FE-Modells des Acoustic Flight-Lab (Abbildung 2) für das Berechnungsprogramm Nastran erfolgt mittels des vom DLR entwickelten Modellgenerators ModGen [5]. Hierbei verwendet ModGen die Geometrie- und Materialdaten der AFL-Struktur, welche im CPACS-Format (Common Parametric Aircraft Configuration Schema) [6] definiert sind.

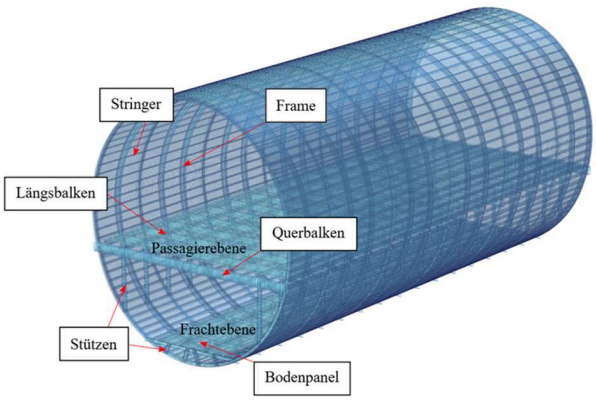

Abbildung 2: Übersicht über das AFL FE-Modell generiert durch ModGen aus dem CPACS Datensatz.

Der Detailgrad hinsichtlich der Elementauflösung kann individuell für die rumpfspezifischen Komponenten (Hautfelder, Frames, Stringer, Längsbalken, Querbalken, Bodenpanele, Bodenstützen) parametrisch festgelegt werden. Um die Vibrationsweiterleitung im mittleren Frequenzbereich adäquat

abzubilden, werden zur Modellierung der versteifenden Strukturkomponenten, wie beispielsweise der Frames (radiale Versteifung), statt Balkenelemente Schalenelemente mit linearer Ansatzfunktion (CQUAD4) genutzt. Die genaue Geometriebeschreibung im CPACS erlaubt darüber hinaus eine profilgetreue Modellierung dieser Versteifungen. In Abbildung 3 ist die geometrische Modellierung mit konstruktionsnah definierten Strukturprofilen beispielhaft für Längsbalken und Stringer (Längsversteifungen) dargestellt.

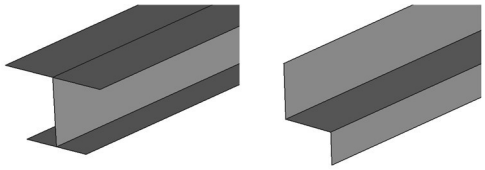

Abbildung 3: Modellierte Strukturprofile vom Längsbalken (links) und Stringer (rechts).

Eine weitere Besonderheit im Modell ist die Art und Weise, wie bestimmte Strukturkomponenten (Frames, Stringer, etc.) miteinander verbunden werden. Die Verbindung erfolgt nicht wie im niedrigen Frequenzbereich üblich mit koinzidenten Knoten, sondern über Befestigungselemente, sogenannte CFAST Elemente (Abbildung 4), die die in der Realität vorhandenen Nietverbindungen repräsentieren. Die räumliche Dichte dieser Elemente ist in ModGen ebenfalls parametrisch definierbar.

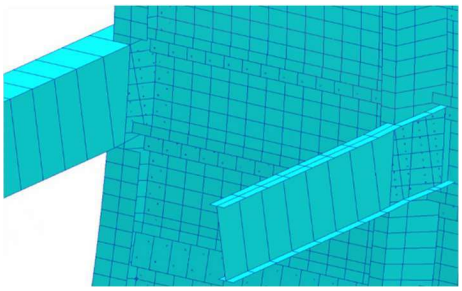

Abbildung 4: CFAST Verbindungen (hier als Punkte), die mit definierter Dichte auf die Kontaktflächen gesetzt werden.

Dadurch, dass CFAST Elemente unter Anderem Masse-, Dämpfungs- und Steifigkeitseigenschaften besitzen, sollte dieses Vorgehen die Nietverbindungen hinreichend genau abbilden können. CFAST Elemente werden für folgende Kontaktgruppen verwendet:

- Frames und Stringer an Hautfelder,
- Querbalken an Frames,
- Bodenstützen an Querbalken und Frames,
- Längsbalken an Querbalken sowie
- Bodenpanele an Längsbalken.

Des Weiteren erlaubt die Verwendung von CFAST Elementen die Einhaltung der im CPACS festgelegten geometrischen Positionen jeglicher Strukturkomponente, weil die Komponentenverbindung unabhängig von der Elementdiskretisierung ist. Bei der Verbindung mit koinzidenten Knoten hingegen wäre die Positionsgenauigkeit stark von der gewählten Elementdiskretisierung beeinflusst.

Bestimmung der Elementdiskretisierung

Der Detailgrad hinsichtlich der Elementdiskretisierung ist ein entscheidender Faktor bei der Vorhersage von Strukturschwingungen. Hierdurch wird das Wellenspektrum festgelegt, welches mit dem FE-Modell abgebildet werden kann. Zur Bestimmung einer geeigneten Elementdiskretisierung des Flugzeugrumpfes wurde deshalb eine Wellenzahlanalyse sowohl in Längs- (Abbildung 5) als auch in Umfangsrichtung (Abbildung 6) bis zu einer Frequenzgrenze von 1000 Hz durchgeführt. Grundlage dieser Untersuchung war ein AFL FE-Modell mit sehr hoher Elementdiskretisierung zur Vermeidung von Aliasing Fehlern für Wellenzahlen bis 80 rad/m. Die zugrundeliegende Methodik für die Wellenzahlanalyse wurde ausführlich von Biedermann [7] anhand einer Rumpftonne beschrieben.

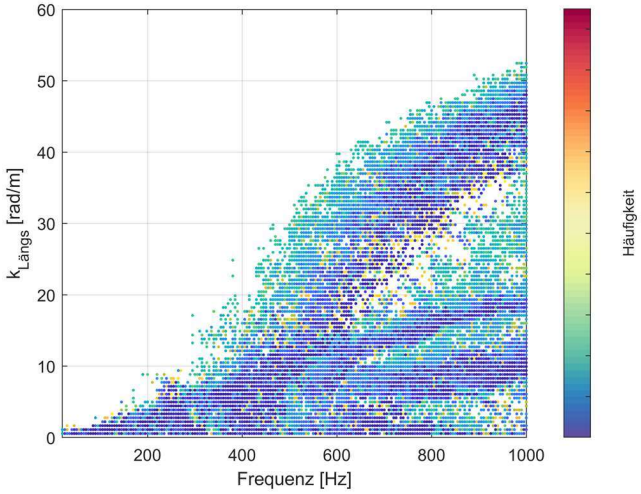

Abbildung 5: Wellenzahlanalyse in Rumpf-Längsrichtung anhand numerisch berechneter Betriebsschwingungsformen

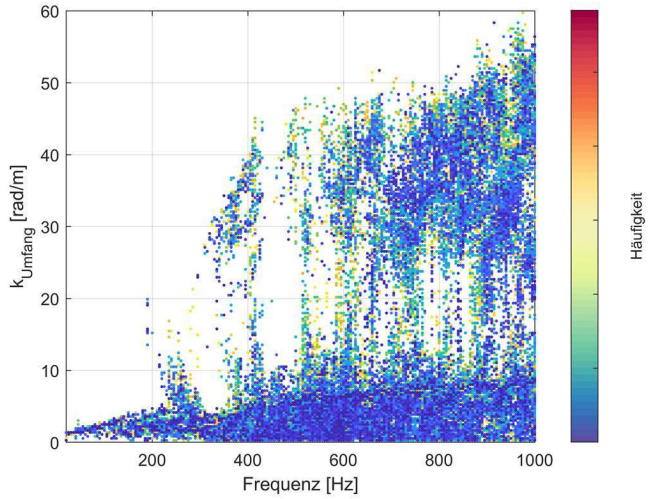

Abbildung 6: Wellenzahlanalyse in Rumpf-Umfangsrichtung anhand numerisch berechneter Betriebsschwingungsformen

Anhand der Gl. (1) lässt sich für eine bestimmte Wellenzahl k die benötigte Elementkantenlänge L_{Elem} berechnen.

$$L_{Elem} = \frac{2\,\pi}{k \times N_{Elem}} \qquad [\mathrm{m}] \qquad (1)$$

Der entscheidende Faktor hierbei ist die zu verwendende Anzahl an Elementen pro Wellenlänge N_{Elem}. Im Rahmen der Rumpfmodellierung wurden nach Hambric et al. [8] sechs Elemente angenommen, um Wellenlängen adäquat abzubilden. Hinsichtlich der Modellvalidierung wurde entschieden,

einen Vergleich bis 500 Hz durchzuführen. Diese Randbedingungen ergeben schließlich eine Elementkantenlänge von 0.037m in Längsrichtung und 0.023m in Umfangsrichtung.

Modellvalidierung im tiefen Frequenzbereich

Die Validierung des FE-Modells erfolgt durch einen MAC-basierten Abgleich mit den experimentellen Daten. Im Rahmen der Korrelationsanalyse wurden insgesamt 16 korrelierende Eigenmoden in einem Frequenzbereich von 20 Hz bis 100 Hz identifiziert. Hierbei ist zu erwähnen, dass es sich ausschließlich um dynamische Moden handelt. Die MAC-basierten Validierungsergebnisse können der Tabelle 1 entnommen werden.

Tabelle 1: Validierung des initialen und optimierten FE-Modells

Mode	MAC	f^{EXP} [Hz]	f_{init}^{FEM} [Hz]	f_{opt}^{FEM} [Hz]
1	0.911	23.6	27.6	23.0
2	0.960	31.4	33.8	30.1
3	0.842	33.2	37.3	33.4
4	0.825	33.7	41.7	37.0
5	0.579	37.9	44.6	38.8
6	0.408	40.3	47.5	42.2
7	0.766	41.2	49.3	45.6
8	0.383	46.5	53.1	46.5
9	0.521	47.4	54.4	49.8
10	0.662	48.1	61.5	55.8
11	0.579	57.6	70.3	63.1
12	0.451	57.9	65.4	58.6
13	0.551	66.8	78.0	66.7
14	0.749	67.5	75.9	70.2
15	0.322	71.7	71.7	59.1
16	0.553	94.2	97.6	89.9

Auffällig an den Ergebnissen ist, dass einige korrelierende Moden zwischen Experiment und FEM nur mäßige MAC-Werte aufzeigen. Diese lassen sich folgendermaßen erklären: Zum einen ist es dem MAC-Kriterium selbst geschuldet, weil es anfällig gegenüber lokalen Abweichungen ist, welche aufgrund von Modellungenauigkeiten sowie Messfehlern entstehen. Zum anderen hat Böswald et al. [9] gezeigt, dass für große Flugzeugstrukturen die experimentell identifizierten Eigenvektoren in einigen Fällen stark von den ausgewählten Polen im Stabilitätsdiagramm abhängen können, weil je nach Auswahl lokale Effekte anders erscheinen können. Des Weiteren besitzt die reale Struktur nicht zu vernachlässigende lokale Dämpfungseffekte, wodurch die Eigenschwingungen komplexwertig sind. Dadurch, dass das FE-Modell globale Dämpfungseigenschaften enthält, entstehen Abweichungen in der räumlichen Phasenverschiebung zwischen Experiment und FEM. Des Weiteren besitzt die reale Struktur keine perfekte Symmetrie wie das FE-Modell. Alle hier aufgeführten Punkte haben einen negativen Einfluss auf die MAC-Korrelation. Die Abbildung 7 zeigt jedoch anhand von Mode 12 mit einem MAC Wert von 0.451 beispielhaft, dass korrelierende Moden trotz mäßiger MAC-Werte charakteristische Ähnlichkeiten aufweisen. Dies lässt sich in der Abbildung z.B. daran erkennen, dass die Anzahl an Schwingungsbäuchen in Längsrichtung gleich ist.

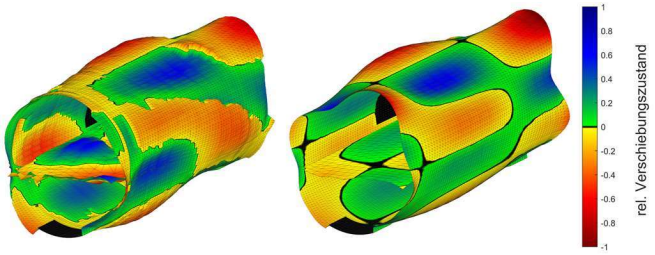

Abbildung 7:Korrelierende Mode 12, EXP (links) und FEM (rechts)

Auf Basis der vorgestellten Korrelationsergebnisse wurde eine automatisierte Anpassung der Eigenfrequenzen durchgeführt. Als Design-Parameter wurden die CFAST-Steifigkeiten verwendet. Vor der Optimierung (siehe Tabelle 1) kann man einen charakteristischen Offset zwischen experimentell identifizierten Eigenfrequenzen f^{EXP} und numerischen Eigenfrequenzen f_{init}^{FEM} erkennen. Hierbei werden die numerischen Eigenfrequenzen tendenziell höher geschätzt. Nach der Optimierung sieht man eine deutliche Verbesserung in der Frequenzabweichung zwischen experimentellen und numerischen Eigenfrequenzen f_{opt}^{FEM}. Beispielsweise konnte für Mode 3 die Frequenzabweichung von 4.1 Hz auf 1.2 Hz reduziert werden. Lediglich bei der korrelierenden Mode 15 weichen die Frequenzen nach der Optimierung stärker ab.

Modellvalidierung im hohen Frequenzbereich

Im folgenden Abschnitt wird die ECC Auswertung zwischen FEM und Experiment für den Frequenzbereich von 100 Hz bis 500 Hz präsentiert. Das ECC ist ein geeignetes Validierungswerkzeug, um zu überprüfen, ob ein Modell in der Lage ist, hinreichende Vorhersagen hinsichtlich des Schwingungsverhalten zu liefern. Dies gilt insbesondere für den höherfrequenten Bereich, welcher hier im Fokus steht.

Im Rahmen der ECC Auswertung wurde die kinetische Energieverteilung der Rumpftonne betrachtet. Wichtige Randbedingungen für das ECC [4] sind die räumliche und spektrale Aufteilung. Dadurch, dass das ECC ein statistisches Verfahren ist, ist es sinnvoll, nicht nur exakt eine räumliche Aufteilung zu betrachten, sondern mehrere. In diesem Fall wurden quadratische Rasterauflösungen von 5x5 bis 10x10 untersucht. Die Abbildung 8 zeigt beispielhaft eine Einteilung in 25 gleichgroße Oberflächenbereiche. Für die spektrale Aufteilung wurden Terzbänder verwendet.

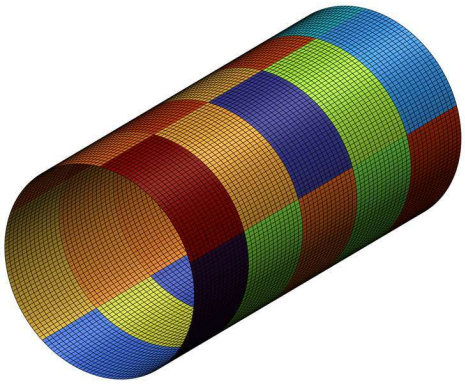

Abbildung 8: Räumliche Aufteilung in eine 5x5 Rasterauflösung

In der Abbildung 9 ist der Vergleich zwischen experimentellen Daten und optimiertem FE-Modell dargestellt. Die Optimierung hierbei bezieht sich auf den vorherigen Abschnitt. Im mittleren Frequenzbereich liegt der ECC Wert zwischen 70% und 80%. Dieser Wert deutet auf hohe Ähnlichkeiten in der Energieverteilung hin. Im hohen Frequenzbereich ab 400 Hz steigt sogar der ECC Wert auf 90% an. Diese Resultate zeigen, dass das FE-Modell das experimentell gemessene Schwingungsverhalten insbesondere im hohen Frequenzbereich sehr gut abbildet.

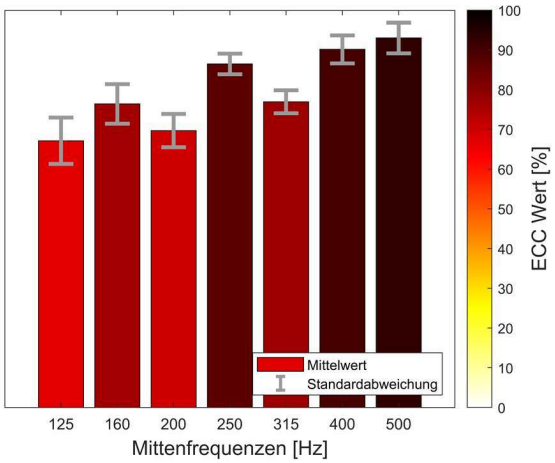

Abbildung 9: ECC Validierung des optimierten FE-Modells

Zusammenfassung und Ausblick

In diesem Beitrag wurden Modellierungsvorschriften für Flugzeugrümpfe am Beispiel des Acoustic Flight-Lab vorgestellt, welche eine realitätsnahe Abbildung des vibroakustischen Verhaltens ermöglicht. Diese Modellierungsvorschriften umfassen neben der Verwendung von Schalenelementen zur Modellierung der versteifenden Rumpfkomponente auch die diskrete Modellierung der Nietverbindungen. Außerdem wurde eine auf den Frequenzbereich abgestimmte Netzfeinheit des FE-Modells über einen wellenbasierten Ansatz ermittelt. Dieser Schritt ist zum Aufbau effizienter Modelle notwendig. Des Weiteren wurde im Rahmen einer Modelloptimierung gezeigt, dass das Schwingungsverhalten durch Anpassung der Nietverbindungen, insbesondere ihrer Materialparameter, gezielt verbessert werden konnte. Zusammenfassend lässt sich sagen, dass durch einen hohen Fidelitätsgrad des Flugzeugrumpfmodells die Vibrationsweiterleitung insbesondere im mittleren und hohen Frequenzbereich adäquat abgebildet wird. Dies konnte durch Anwendung des ECC belegt werden.

Die Einbindung von CPACS Daten in den Modellgenerator ModGen ermöglicht eine automatisierte Generierung von FE-Modellen. Anhand der vorgestellten Modellierungsvorschriften können somit Primärstruktur-Modelle von unterschiedlichsten Flugzeugentwürfen für die Bewertung von Kabinenlärm auf schnelle Weise erstellt werden.

Die in diesem Beitrag vorgestellten Modelle der Primärstruktur bilden zusammen mit den Modellen der Sekundärstruktur und der Kavität von Hesse et al. [10] die Grundlage für die automatisierte Erstellung vibroakustischer Rumpfmodelle von Algermissen et al. [11].

Der nächste Schritt ist eine Erweiterung des automatisierten Optimierungsprozesses speziell für den mittleren Frequenzbereich. Aktuell wurde allein auf Basis der modalen Parameter die Schwingungseigenschaften des FE-Modells angepasst, wodurch bereits gute Ergebnisse für einen breiten Frequenzbereich erzielt wurden. Durch die Integration des ECC in den Optimierungsprozess sollen Parameter für eine genauere Berechnung im mittleren und hohen Frequenzbereich ermittelt werden.

Literatur

[1] M. Wandel, C. Thomas, M. Teschner: *Acoustic Flight-Lab – Eine einzigartige Integrationsplattform zur Optimierung vibro-akustischer Maßnahmen an Flugzeugen*, 49. Jahrestagung für Akustik (DAGA), 2023.

[2] R. Winter, J. Biedermann, M. Norambuena: *High-Resolution Vibration Measurement And Analysis Of The Flight-LAB Aircraft Fuselage Demonstrator*, INTER-NOISE 2018 – 47th International Congress and Exposition on Noise Control Engineering, 2018.

[3] R. J. Allemang: *The Modal Assurance Criterion – Twenty Years of Use and Abuse*, International Modal Analysis Conference 20, pp. 397-405, 2002.

[4] J. Biedermann, R. Winter, M. Wandel, M. Böswald: *Energy based correlation criteria in the mid-frequency range*, Journal of Sound and Vibration 400, pp. 457-480, 2017.

[5] T. Klimmek: *Parameterization of topology and geometry for the multidisciplinary optimization of wing structures*, CEAS 2009 – European Air and Space Conference, 2009.

[6] M. Alder, E. Moerland, J. Jepsen, B. Nagel: *Recent Advances in Establishing a Common Language for Aircraft Design with CPACS*, Aerospace Europe Conference, 2020.

[7] J. Biedermann, R. Winter, M. Norambuena, M. Böswald: *Classification of the mid-frequency range based on spatial Fourier decomposition of operational deflection shapes*, 24th International Congress on Sound and Vibration, 2017.

[8] S. Hambric, J. B. Fahnline: *Structural Acoustics Tutorial – Part 2: Sound-Structure Interaction*, Acoustics Today 3(2), 2007.

[9] M. Böswald, D. Göge, U. Füllekrug, Y. Govers: *A Review of Experimental Modal Analysis Methods with respect to their Applicability to Test Data of Large Aircraft Structures*, International Seminar of Modal Analysis, pp. 2461-2481, 2006.

[10] C. Hesse, J. Walther, P. Allebrod, M. Wandel, S. Algermissen, R. Dewald: *Wissensbasierte Modellgenerierung für die Vorhersage von Kabinenlärm im Kontext des Flugzeugentwurfs*, 49. Jahrestagung für Akustik (DAGA), 2023.

[11] S. Algermissen, C. Hesse, R. Dewald: *Automatisierte Modellerstellung zur Berechnung von Innenlärm in Flugzeugen*, 49. Jahrestagung für Akustik (DAGA), 2023.