

Entwicklung eines robusten und reduzierten Verfahrens zur Messung der Einkopplung des Luftschall-Nahfelds in eine Flugzeugstruktur

Matthias Weber, Kay Kochan

ZAL Zentrum für angewandte Luftfahrtforschung GmbH, 21129 Hamburg, E-Mail: matthias.weber@zal.aero

Einleitung

Vibro-akustische Messungen bei Flug- und Bodentests haben den Nachteil hoher Komplexität, so dass insbesondere bei Flugtests nicht alle Einflussparameter beherrschbar sind. Im ZAL TechCenter steht ein voll skalierter akustischer Rumpfdemonstrator in einem reflexionsarmen Raum (Abmessungen 22,5 x 12 x 8,5 m) zur Verfügung, an dem unter kontrollierten Bedingungen realistische Tests durchgeführt werden können (siehe Abb. 1). Zur akustischen Anregung dient ein phasengesteuertes Lautsprecher-Array mit 128 Kanälen, das in geringem Abstand außerhalb des Rumpfs angebracht und in der Lage ist, ebene Wellen zu erzeugen [1]. Am realen Flugzeug wird der Eintrag des luftübertragenen Triebwerkslärms in die Struktur gewöhnlich durch Beschleunigungsmessungen auf der Rumpf-Innenseite bestimmt. Das Anbringen von Beschleunigungssensoren jedoch ist arbeits- und zeitaufwändig; zudem wird durch die Eigenmassen der Beschleunigungssensoren das Schwingungsverhalten der Struktur beeinflusst. Bei einer mit Lining, Hatracks usw. eingerüsteten Kabine sind Messungen an der Primärstruktur gar nicht erst möglich. Im Rahmen des Forschungsvorhabens Lufo V-2 (Flight-LAB) soll daher ein Messverfahren entwickelt werden, bei dem die Strukturschwingungen möglichst berührungslos von der Außenseite gemessen werden. Das Verfahren soll zudem die dafür erforderlichen Betriebs- und Investitionskosten geringhalten.

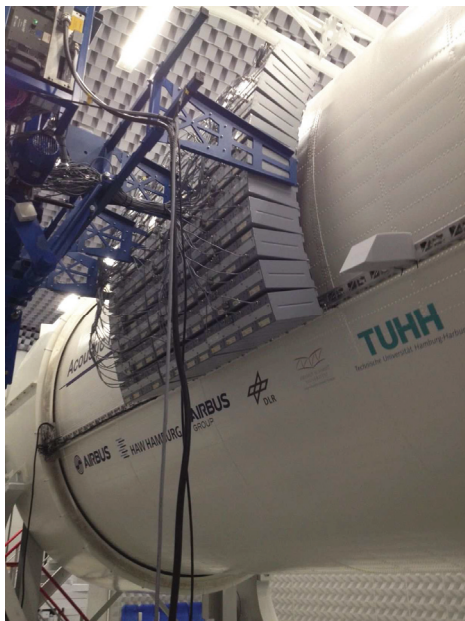


Abbildung 1: Acoustic Flight-LAB Demonstrator mit Lautsprecher-Array im reflexionsarmen Raum des ZAL TechCenter.

Berührungslose Schwingungsmessung

Stand der Technik ist das Laser-Vibrometer, das die Schnelle schwingender Strukturen unter Ausnutzung des Doppler-Effekts erfasst. Um es im begrenzten Raum zwischen Lautsprecher-Array und Rumpfstruktur anwenden zu können, müsste jedoch zusätzlich ein Umlenkspiegel-Mechanismus installiert werden. Ein weiterer Nachteil sind die hohen Kosten.

Unter bestimmten Voraussetzungen (s.u.) ist es auch möglich, von der Schallschnelle $u(t)$ in unmittelbarer Nähe einer Struktur auf die Strukturschwingungen zu schließen. Es gibt zwei Verfahren zur Messung der Luftschall-Intensität $I(t) = p(t) \cdot u(t)$, die hierfür in Frage kommen: Die p-u-Sonde bzw. *Microflown*-Sonde misst die Schallschnelle über die von den Partikelbewegungen verursachten Temperaturschwankungen [2]. Die p-p-Sonde, üblicherweise als Intensitätssonde bezeichnet, bestimmt die Schallschnelle über den Gradienten des Schallwechseldrucks $p(x)$, der über die zwischen zwei Mikrofonen mit Abstand Δr gemessene Druckdifferenz angenähert wird:

$$u_{pp} = -\frac{1}{\rho} \int \frac{p_1 - p_2}{\Delta r} dt \quad (1)$$

mit der Dichte der Luft ρ . Die Gültigkeit dieser Näherung für das vorhandene Equipment (*Microflown* Standard-PU-Sonde mit Signalkonditionierer, zwei Messmikrofone von Typ PCB, DEWESoft X2 Messsystem) wurde zunächst im Freifeld überprüft; dafür wurde die Messanordnung gemäß Abb. 2 verwendet. In Verlängerung der Verbindungslinie der Sensoren war in ca. 1,5 m Abstand ein Lautsprecher platziert, der mit weißem Rauschen angeregt wurde.

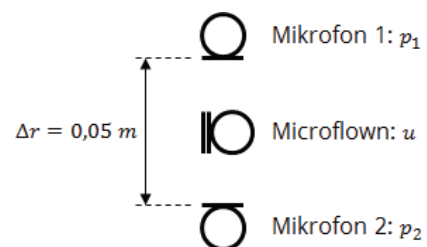


Abbildung 2: Messanordnung für die Freifeldmessung.

Die mit der *Microflown*-Sonde gemessene Schnelle konnte durch die Gradientenmethode sehr gut approximiert werden. Im Frequenzbereich zwischen 150 Hz und 1,9 kHz beträgt der Amplitudenfehler, ermittelt mit der Formel

$$err_{dB} = 20 \log_{10} \left(\frac{|u_{pp}|}{|u_{uF}|} \right) \quad (2),$$

maximal 1 dB, die Phasendifferenz maximal 0,2 rad.

In [3] wurde gezeigt, dass man zwischen einer schwingenden Oberfläche und dem akustischen Nahfeld eine Region definieren kann, innerhalb derer die Normalkomponente der Schallschnelle der Strukturschnelle der Oberfläche entspricht. Die Bedingung für dieses sogenannte „Very Near Field“ lautet

$$r \ll \frac{L}{2\pi} \ll \frac{\lambda}{2\pi} = \frac{c}{2\pi f} \quad (3),$$

wobei r dem Abstand von der Oberfläche, L der Biegewellenlänge der Strukturschwingung, c der Schallgeschwindigkeit in Luft und λ bzw. f der Wellenlänge bzw. Frequenz des Luftschalls entspricht. Mit wachsender Ordnung der Biegemoden der Struktur steigt also die maximale Frequenz und sinkt der maximale Messabstand, bei der bzw. dem die Strukturschnelle aus der Schallschnelle mit noch akzeptablem Fehler abgeleitet werden kann.

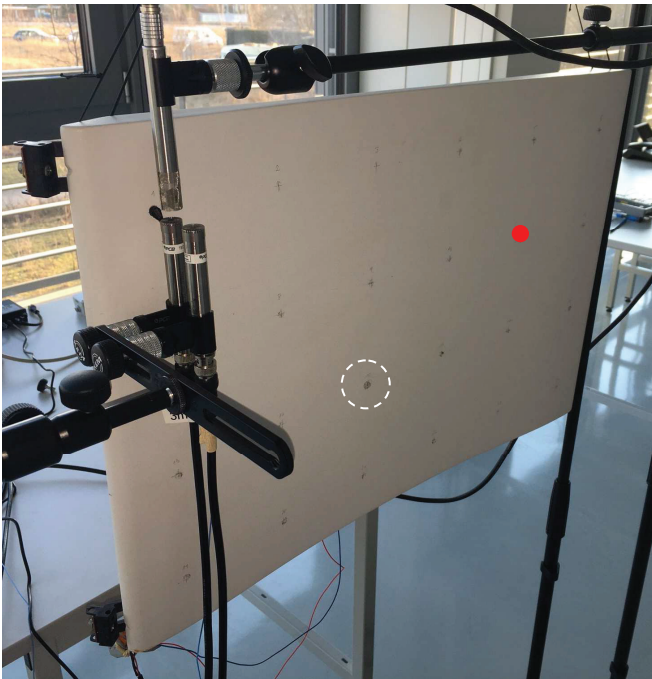


Abbildung 3: Messanordnung für die Vibrationsmessung mit Position des Exciters auf der Rückseite (weiß) und Auswerteposition (rot).

Vibrationsmessung an einem Sandwichpaneel

Als Teststruktur für die Validierung diente ein Flugzeug-Deckenpaneel mit den Abmessungen 0,6 x 0,4 m, frei schwingend gelagert und an der Rückseite mit einem Exciter des Typs Visaton (Durchmesser 3,5 cm) versehen [4]. Angeregt mit weißem Rauschen, wurde das Paneel an 24 Positionen in einem Raster von 10 cm kartiert, wobei jeweils die Normalbeschleunigung mit einem Beschleunigungssensor des Typs PCB, die Schallschnelle in Normalrichtung mit der Microflowns-Sonde sowie die Schalldruckdifferenz mit zwei Mikrofonen mit Abstand 2,5 cm gemessen wurde (siehe Abb. 3). Der Abstand der Microflowns-Sonde von der

Oberfläche betrug 1,5 cm, das akustische Zentrum des Mikrofonpaars war 2,75 cm von der Struktur entfernt. Dies liegt knapp unter dem maximalen Messabstand, der für die (4,4)-Mode ($L = 0,18$ m) gemäß Gl. (3) $r = 2,9$ cm beträgt. Die effektive Strukturwellenlänge errechnet sich dabei für eine rechteckige Platte mit den Mode-Indizes (n_x, n_y) gemäß

$$L = \sqrt{\left(\frac{L_x}{n_x}\right)^2 + \left(\frac{L_y}{n_y}\right)^2} \quad (4)$$

Die entsprechende Maximalfrequenz beträgt ebenfalls nach Gl. (3) $f = 1,9$ kHz.

Die Normalbeschleunigungen lassen sich aus den mit Microflowns-Sonde und Mikrofonpaar bestimmten Normalschnellen durch Ableitung im Zeitbereich bzw. Multiplikation mit $j\omega = j \cdot 2\pi f$ im Frequenzbereich berechnen.

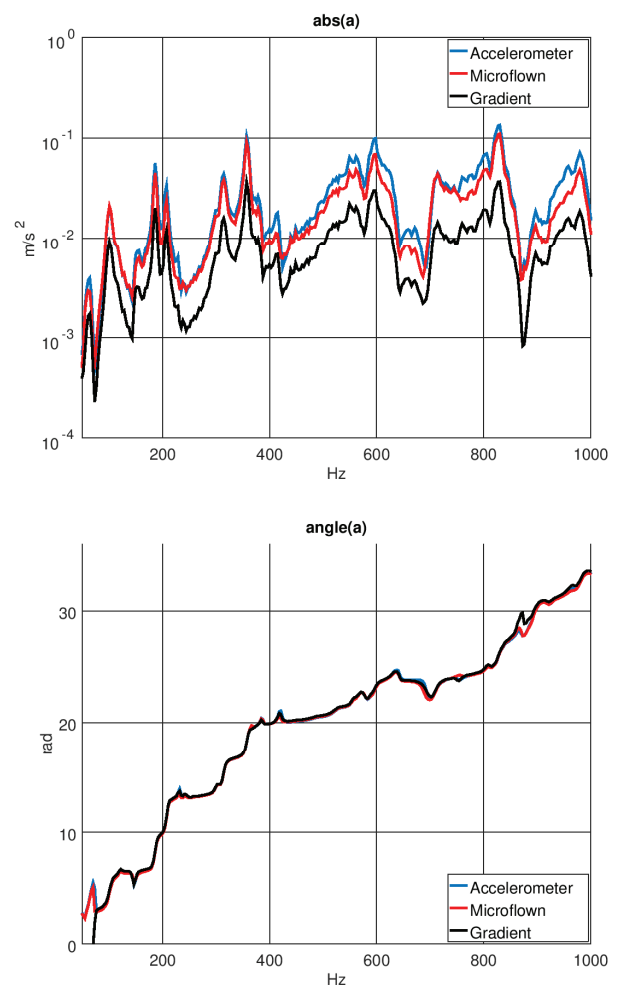


Abbildung 4: Amplitude (oben) und Phase (unten) der mit den verschiedenen Methoden gemessenen Normalbeschleunigung an der Auswerteposition.

Abb. 4 zeigt beispielhaft Amplitude und Phase der mit allen drei Methoden gemessenen Normalbeschleunigung an der in Abb. 3 markierten Auswerteposition, in Abb. 5 sind die jeweiligen Fehler bezogen auf die Beschleunigungsaufnehmer-Messung dargestellt.

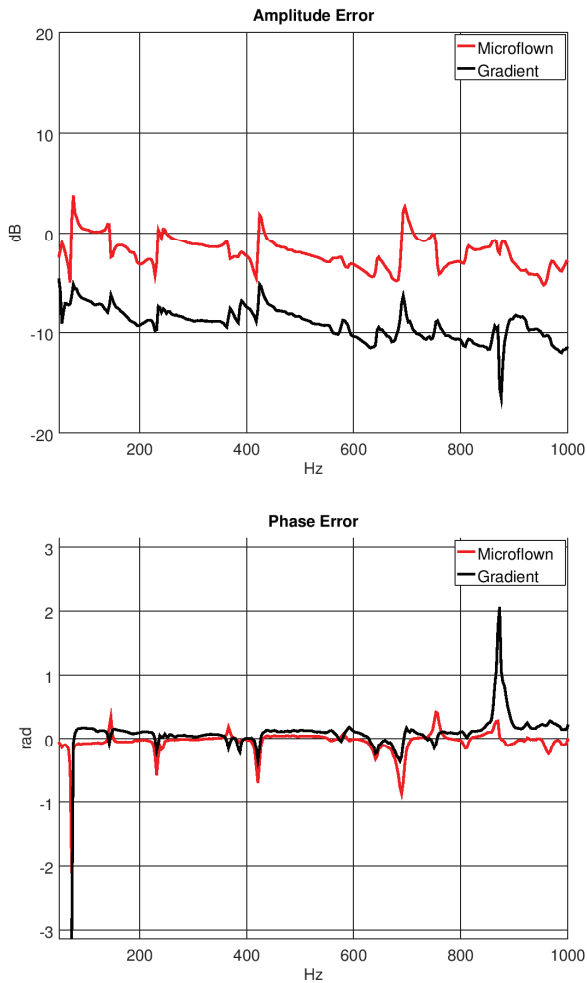


Abbildung 5: Amplitudenfehler (oben) und Phasenfehler (unten) der mit Microflow und Gradientenmethode bestimmten Normalbeschleunigung an der Auswerteposition in Bezug auf die Strukturbeschleunigung.

Durch Aufsummieren der Amplitudenspektren aller 24 Messpositionen konnten 16 Resonanzfrequenzen identifiziert werden, bei denen die zugehörigen Schwingungsformen bestimmt wurden. Mit dem Frequency Domain Assurance Criterion (FDAC) wurde die Korrelation der mit Microflow und Gradientenmethode ermittelten Schwingungsformen zu den entsprechenden Strukturbeschleunigungen berechnet, wie in Gl. (5) für die Microflow-Daten angegeben:

$$FDAC = \frac{([a_{uF}]^H [a_{BA}])^2}{([a_{uF}]^H [a_{uF}])([a_{BA}]^H [a_{BA}])} \quad (5),$$

Analog zum Modal Assurance Criterion (MAC) liegt der FDAC-Wert zweier Schwingungsvektoren zwischen 0 für Orthogonalität bzw. keine Korrelation und 1 für Identität bzw. maximale Korrelation. Die mit beiden berührungslosen Methoden bestimmten Schwingungsformen weisen eine sehr hohe Korrelation zu denen der Strukturbeschleunigung auf (bei den ersten 11 Resonanzen unterhalb von 650 Hz > 0,95, bei den weiteren 5 Resonanzen bis 1 kHz > 0,9). Abb. 6 zeigt beispielhaft die Amplitude, Abb. 7 die Phase der Normalbeschleunigung für die 3. Resonanz bei $f = 150$ Hz.

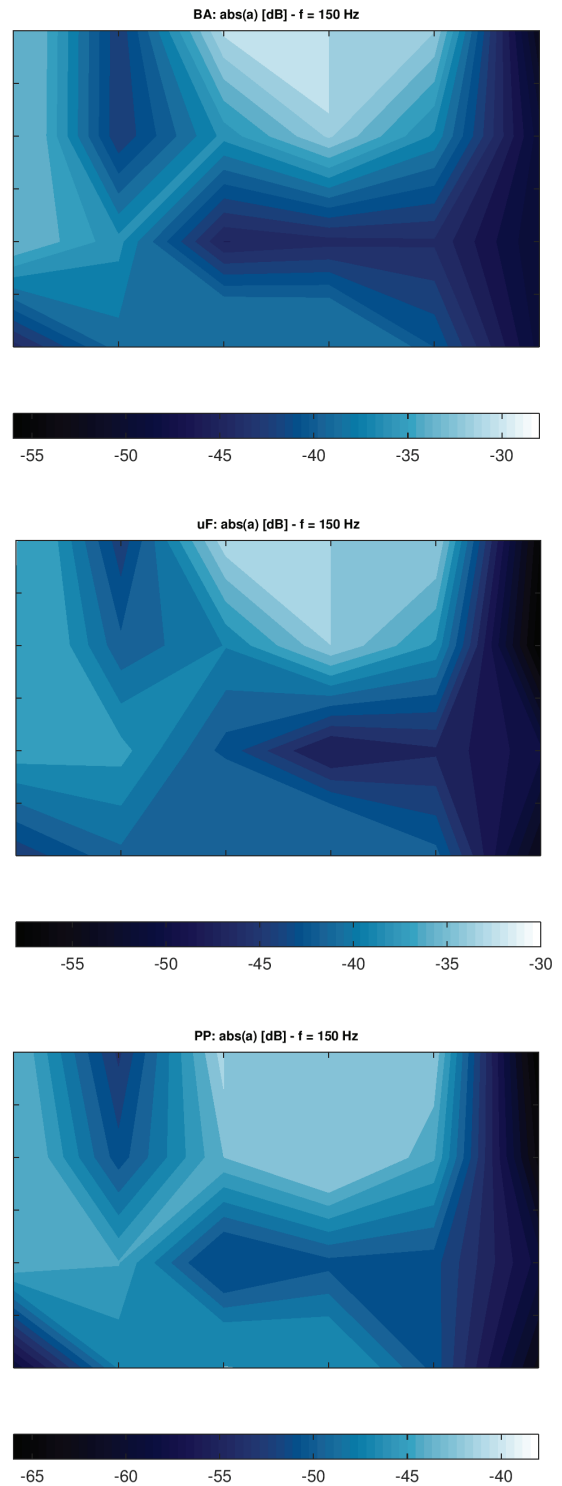


Abbildung 6: Amplitude der Normalbeschleunigung in dB für die 3. Resonanz bei $f = 150$ Hz (oben: Beschleunigungsaufnehmer, mitte: Microflow, unten: Gradientenmethode). Der Wertebereich ist jeweils angepasst, der Dynamikbereich ist gleich.

In Abb. 7 ist schließlich die Kohärenz zwischen Strukturbeschleunigung und Normalschnelle (Microflow und Gradientenmethode) sowie Strukturbeschleunigung und mit der Microflow-Sonde gemessener Tangentialschnelle (x- und y-Komponente) am Anregungspunkt dargestellt. In

allen Fällen bricht die Kohärenz in den Frequenzbereichen zwischen den Resonanzen ein, ansonsten korrelieren die normal zur Oberfläche durchgeführten Messungen sehr gut mit der Beschleunigungsaufnehmer-Messung. Auch die Tangentialkomponenten weisen eine hohe Korrelation zur Strukturbeschleunigung auf, auch diese enthalten also Anteile des abgestrahlten Schalls.

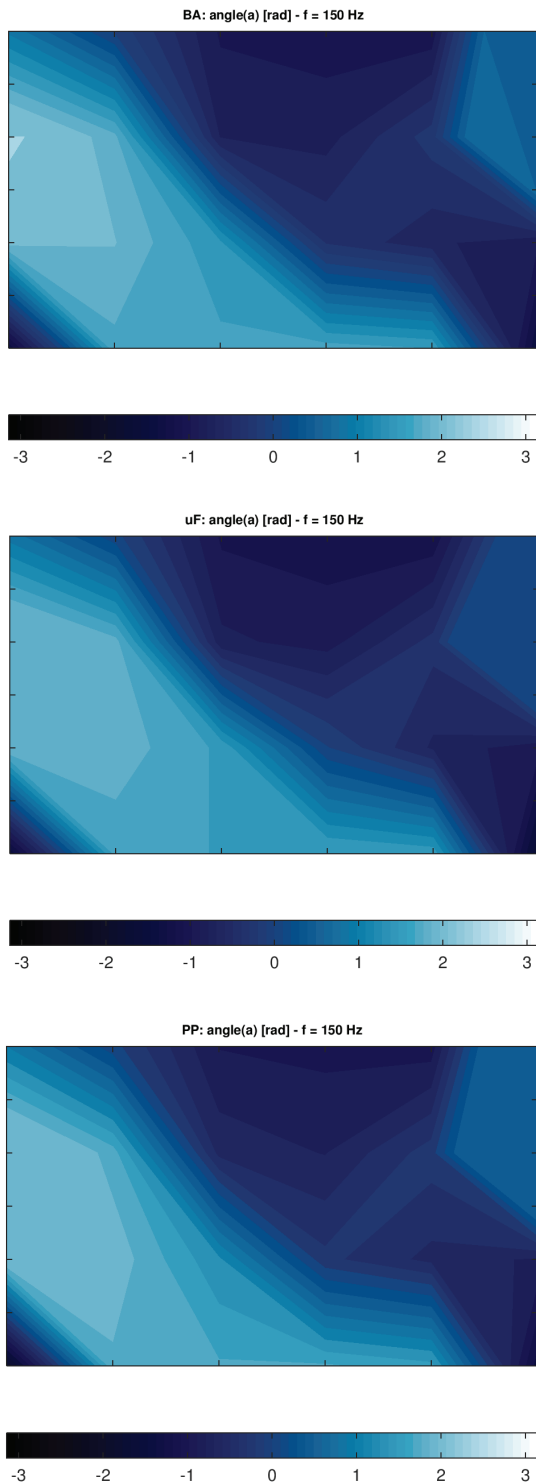


Abbildung 6: Phase der Normalbeschleunigung für die 3. Resonanz bei $f = 150$ Hz (oben: Beschleunigungsaufnehmer, Mitte: Microflow, unten: Gradientenmethode).

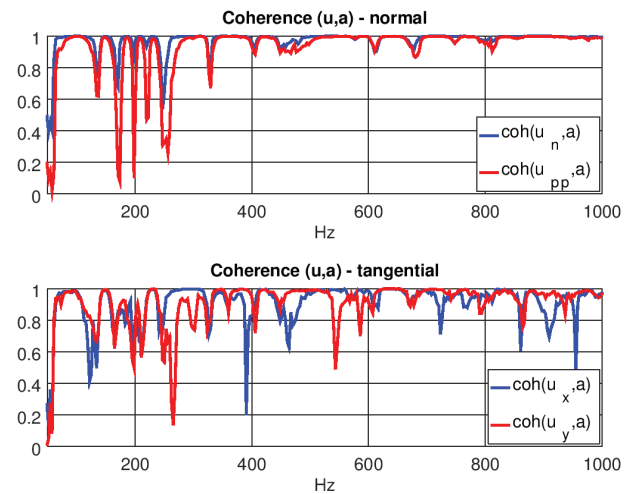


Abbildung 7: Kohärenz zwischen Strukturbeschleunigung und Normal- bzw. Tangentialkomponenten der Schnelle am Anregungspunkt.

Zusammenfassung und Ausblick

Bei den Resonanzfrequenzen bis 1 kHz sind alle Schwingungsformen sowohl mit dem Microflow-Sensor als auch mit der Gradientenmethode sehr gut identifizierbar. Die mit der Gradientenmethode bestimmten Amplitudenwerte der Normalbeschleunigung stimmen dabei bis auf einen über den betrachteten Frequenzbereich nahezu konstanten Offset mit den mit der Microflow-Sonde gemessenen Werten überein. Der Grund für den Offset wird im gegenüber der Microflow-Sonde fast doppelt so großen Messabstand (1,5 cm bzw. 2,75 cm) vermutet.

Zukünftige Forschung umfasst die Untersuchung des Einflusses von Störschall, insbesondere bei Anregung der Struktur durch Luftschall auf Sensorseite. Weiterhin sollen beide Verfahren am Acoustic Flight-LAB Demonstrator angewendet werden, wobei sowohl die Primärstruktur von innen und außen als auch die Sekundärstruktur (Lining und Hatracks) von innen vermessen werden soll. Zur Anregung kann neben dem Lautsprecher-Array auch ein Shaker benutzt werden. Als Referenz kann eine kürzlich gemeinsam mit Airbus durchgeführte Beschleunigungsaufnehmer-Kartierung mit ca. 2500 Messpunkten herangezogen werden.

Literatur

- [1] M. Wandel, H. Scheel: Design Requirements of Acoustic Flight LAB Platform. Proceedings of Internoise 2016.
- [2] H-E. de Bree et al: The Microflow. A novel device measuring acoustical flows. Sensors and Actuators: A, Physical, volume SNA054/1-3, pp 552-557, 1996.
- [3] H.-E. De Bree, V. B. Svetovoy, R. Raangs, R. Visser: The very near field. Theory, simulations and measurements of sound pressure and particle velocity in the very near field. In 11th ICSV, 2004.
- [4] B. Becker, A. Mejdi, A. Caillet, K. Kochan: Design-Methoden für Flachlautsprecher in der Flugzeugkabine. Tagungsband DAGA 2017.