

Synthese dynamischer stochastischer Lasten an Flugzeugstrukturen

Juliette Dietrich¹, Malte Misol², Christopher Blech¹, Hans Peter Monner², Sabine C. Langer¹

¹ Institut für Akustik und Dynamik, TU Braunschweig, 38092 Braunschweig, Deutschland

² Institut für Systemleichtbau, DLR, 38108 Braunschweig, Deutschland

Email: juliette.dietrich@tu-braunschweig.de

Einleitung

Aufgrund der Leichtbauweise in der Luftfahrt werden hohe Steifigkeiten mit möglichst geringem Masseinsatz realisiert. Dies reduziert die Schalldämmung, wodurch breitbandige Anregungen, insbesondere unterhalb von 500 Hz, als störender Luftschall in die Kabine übertragen werden. Die Lärmquellen im Flugzeug sind vielfältig und haben verschiedenste Ursachen. Neben dem direkt in der Kabine durch die Passagiere und die Lüftungsaggregate erzeugten Schall ist eine wesentliche Schallquelle die Luftschallanregung durch Strukturschwingungen der Innenverkleidung. Die Überlagerung dieser Anregungen bildet die typische Geräuschkulisse und wird von den Passagieren als Lärm empfunden. Typische Schwingungsquellen in einem Flugzeug sind die Anregung durch die turbulente Grenzschicht (TBL) an der Außenhaut und die Turbine.

Um die Wirksamkeit von strukturellen Anpassungs- und Dämpfungsmaßnahmen zu evaluieren und einen ausgewogenen Kompromiss zwischen Leichtbau und Lärminderung zu erreichen, sind Untersuchungen unter möglichst realistischen Anregungs- und Randbedingungen erforderlich. Um hohe Kosten durch Windkanal- und Flugversuche zu vermeiden, wird in diesem Beitrag die Schwingungsantwort einer Flugzeugstruktur unter TBL-Anregung mittels weniger Punktlasten nachgebildet. Hierbei wird zur Vereinfachung anstelle einer komplexen Flugzeugstruktur die TBL-Synthese auf einer Plattengeometrie durchgeführt. Für diese werden mit semi-empirischen Modellen die stochastischen Druckfelder bestimmt und die aus den Druckbelastungen resultierende Strukturantwort der Platte berechnet. Dies wird experimentell mit verschiedenen Schwingerregerkonfigurationen umgesetzt und verglichen. Die für Flugzeuge typische Systemdämpfung wird mit Hilfe von Constrained-Layer-Damping Folie (CLD) auf der Platte nachgebildet.

Voruntersuchungen der Probekörper

Für eine möglichst exakte Synthese der dynamischen stochastischen Lasten wird ein numerisch valider, gut abbildbarer Probekörper benötigt. Zu diesem Zweck werden zwei 3 mm dicke Aluminiumplatten verwendet, deren FE-Modelle mit Schalenelementen unter Vernachlässigung der Bohrungen mit den in Tabelle 1 dargestellten Materialeigenschaften aufgebaut werden.

Tabelle 1: Platteneigenschaften im Simulationsmodell

Aluminiumplatte	
Maße (LxB)	0,8 x 0,4 m
E-Modul	$E = 7,0e10$ Pa
Dichte	$\rho = 2770 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$
Querkonstraktionszahl	$\mu = 0,33$
Verlustfaktor	$\eta = 0,002$

Die Punktanregung erfolgt wie in Abb. 1 zu sehen auf der Plattenrückseite mit einem Modalshaker an der rot gekennzeichneten Anregungsposition A1. Für die Messung der Oberflächenschnelle werden 231 Messpunkte (11 in x-Richtung und 21 in y-Richtung) verwendet und je Messpunkt 3 komplexe Mittelungen durchgeführt. Die Anregung erfolgt mit einem Sweep-Signal im Frequenzbereich von 1,25 bis 1000 Hz. Um die angregende Kraft zu berücksichtigen, wird zusätzlich das Kraftsignal der Anregung mit einem Kraftsensor erfasst.

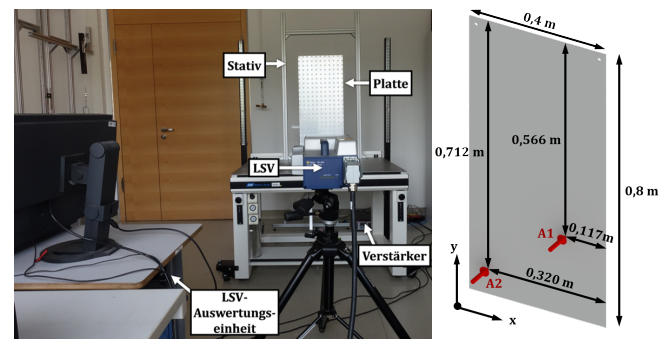


Abbildung 1: Versuchsaufbau und schematische Darstellung der Plattengeometrie mit den Positionen der Kraftanregungen auf der Plattenrückseite.

Die untersuchte Platte und der für die Anregung verwendete Modalshaker werden mit Hilfe von Elastomerbändern an einem Stativ gelagert und zueinander ausgerichtet. Diese Aufhängung ermöglicht eine Annäherung an die Randbedingungen einer freien Lagerung und eine freie Wahl des Anregungspunktes. Das Stativ, an dem Platte und Modalshaker aufgehängt sind, ist auf einem schwingungs isolierten Tisch montiert, um unerwünschte Umgebungseinflüsse zu vermeiden.

Ungedämpfte Platte

Die Ergebnisse der Frequency Response Functions (FRF) der Simulation und der experimentellen Untersuchung der Aluminiumplatte ist in Abb. 2 oben abgebildet. Über den gesamten untersuchten Frequenzbereich zeigt sich eine gute Übereinstimmung der Frequenzgänge, insbesondere für die Lage der Eigenfrequenzen. Die gute Übereinstimmung der Strukturantworten der experimentellen und numerischen Ergebnisse zueinander zeigt sich auch bei der Auswertung mit der FDAC- und MAC-Matrix. In der FDAC-Matrix (Abb. 2 unten links) sind keine Frequenzverschiebungen erkennbar, lediglich leichte Abweichungen. Der Vergleich der Eigenschwingformen der ersten 14 Eigenmoden in Abb. 2 unten rechts zeigt ebenfalls eine sehr gute Übereinstimmung nahe der für identische Platten zu erwartenden maximalen Übereinstimmung von 1. Für die letzte in diesem Ver-

gleich betrachtete Eigenmode bei 295 Hz ist zwar noch eine gute Übereinstimmung zu erkennen, eine Überprüfung dieser Schwingform hat jedoch ergeben, dass es sich um eine Mischmode aus der 15. und 16. Eigenmode handelt. Die für die 15. Eigenfrequenz erwartete Schwingform bildet sich nur für einen bestimmten Schwingzustand, abhängig von dem Phasenwinkel aus. Die gute Übereinstimmung erlaubt einen direkten Vergleich zwischen gedämpfter und ungedämpfter Plattenanregung im Folgenden.

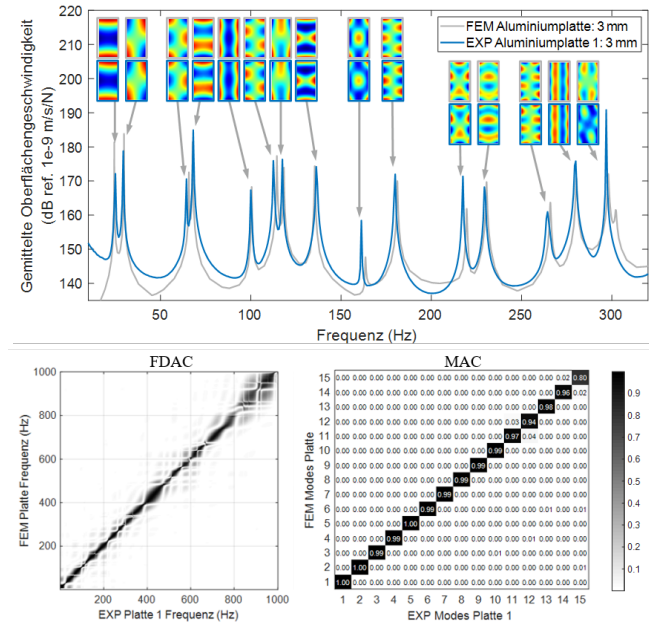


Abbildung 2: FRF aus der Simulation und dem Experiment der ungedämpften Platte im Frequenzbereich bis 320 Hz mit den ersten 15 Eigenmoden. Unten Links: FDAC-Matrix der Frequenzgänge. Unten Rechts: MAC-Matrix der ersten 15 Eigenmoden.

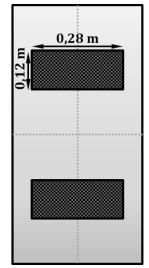
Gedämpfte Platte

Neben der ungedämpften Platte wird ebenfalls eine gedämpfte Platte mit der für Flugzeuge typischen Systemdämpfung untersucht. Dabei wird eine typische Primärstrukturdämpfung von 3 % im tieffrequenten Bereich bis 100 Hz angenommen, die darüber auf ca. 1,5 % abnimmt. Diese Dämpfung wird in dieser Arbeit durch den Einsatz von CLD-Folien erreicht. Die CLD-Folie wird auf die Struktur aufgebracht und besteht aus einer viskoelastischen Schicht und einer Deckschicht aus Weichaluminium. Die Annäherung an die gewünschte globale Plattendämpfung erfolgt iterativ durch die Untersuchung unterschiedlicher CLD-Platzierungen und Größen. Die beste Näherung an die globale Dämpfung erreicht die symmetrische CLD-Anordnung mit den in Tabelle 2 gezeigten Eigenschaften der mit CLD beklebten Plattenausschnitte.

Die simulierten Frequenzgänge der Konfiguration und der Zieldämpfung sind in Abb. 3 oben den experimentellen Ergebnissen gegenübergestellt. Es ist zu erkennen, dass die Verläufe bis 190 Hz sehr gut übereinstimmen, im darüber liegenden Frequenzbereich jedoch deutliche Amplitudenunterschiede sowohl in den Eigenfrequenzspitzen als auch zwischen zwei Eigenfrequenzen auftreten. Ein Grund für die Abweichungen zwischen Simulation und

Tabelle 2: Eigenschaften der mit CLD beklebten Plattenausschnitte

Gesamthöhe	$h = 0,00338 \text{ m}$
E-Modul	$E = 7,0e10 \text{ Pa}$
Dichte	$\rho = 2709 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$
Querkontraktionszahl	$\mu = 0,33$
Dämpfungsverlustfaktor	$\eta = 0,0195$
Steifigkeitsmatrix-Multiplikator	$\beta = 9,4e6 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$



Experiment kann das Simulationsmodell und die verwendete Materialhomogenisierung sein. Die dort angenommene vereinfachte Betrachtung der kombinierten Schichten scheint die Dämpfung der Plattenstrukturantwort bei höheren Frequenzen nicht korrekt wiederzugeben. Neben diesen deutlichen Unterschieden in den Amplituden zeigt Abb. 3 oben, dass die Eigenformen durch die zusätzlich aufgebrachte Dämpfungsfolie kaum beeinflusst werden. Die FDAC-Matrix (Abb. 3 unten links) zeigt eine gute Übereinstimmung der Frequenzgänge aus Simulation und Experiment zueinander, ohne dass eine grundsätzliche Verschiebung der Frequenzgänge oder große Abweichungen von der angestrebten Anordnung an der Hauptdiagonale zu erkennen sind. Trotz der quantitativen Amplitudenunterschiede zeigt die Abbildbarkeit der Strukturantwort der gedämpften Platte aufgrund der guten Übereinstimmung der Eigenfrequenzen und Eigenformen ein großes Potential für die TBL-Synthese.

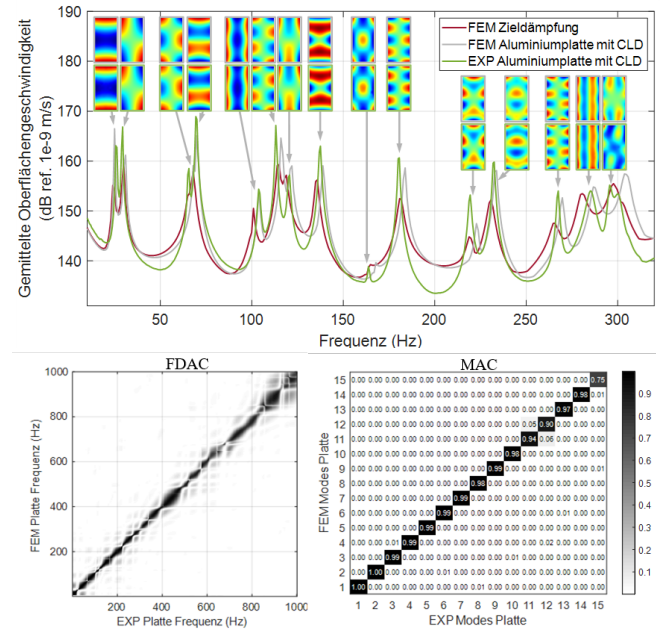


Abbildung 3: FRF aus der Simulation und dem Experiment der gedämpften Platte im Frequenzbereich bis 320 Hz mit den ersten 15 Eigenmoden. Unten Links: FDAC-Matrix der Frequenzgänge. Unten Rechts: MAC-Matrix der ersten 15 Eigenmoden.

Bestimmung der TBL-Anregung

Grundlage für die realitätsnahe Abbildung einer TBL ist die Bestimmung des über einer Struktur ausgebildeten Druckfeldes. Dieses wird in dieser Arbeit exemplarisch für ein Flugzeug während des typischen Flugbetriebs bestimmt. Für den untersuchten Frequenzbereich, hier bis 1000 Hz, werden stochastische Druckfelder aus

den für die Flugkonfiguration charakteristischen Autoleistungsdichtespektrum (PSD) und Kreuzleistungsdichtespektrum (CSD) bestimmt. Die Berechnung des PSD $S_{p_i p_i}(\omega)$ erfolgt nach dem Modell von Goody [1]:

$$S_{p_i p_i}(\omega) = \frac{a \left(\frac{\omega \delta_l}{U_e}\right)^b \left(\frac{r_w \delta_l}{U_e}\right)}{[(\frac{\omega \delta_l}{U_e})^c + d]^e + [(f R_T^g)(\frac{\omega \delta_l}{U_e})]^h}$$

Dabei sind $a - h$ die nach Goody ermittelten semiempirischen Konstanten ($a = 3; b = 2; c = 0,75; d = 0,5; e = 3,7; f = 1,1; g = -0,57; h = 7$), R_T das Verhältnis der Zeitskala von Außenschicht zu Innenschicht und u_T die Reibungsgeschwindigkeit.

Der Ansatz zur Berechnung des CSD $S_{p_i p_j}(r_x, r_y, \omega)$ nach Corcos [2] basiert auf umfangreichen experimentellen Messungen der Schmalband-Druckkorrelation. Auf Basis dieser Messungen wurde eine im Frequenzbereich geltende Formulierung für die CSD zwischen den Drücken an zwei Punkten A und B auf einer starren Oberfläche aufgestellt. Diese berechnet sich zu [3, 4, 5]:

$$S_{p_i p_j}(r_x, r_y, \omega) = S_{p_i p_i}(\omega) e^{-\frac{|r_x|}{L_x}} e^{-\frac{|r_y|}{L_y}} e^{-\frac{jy}{U_c}}$$

Die Abstände zwischen den x- und y-Koordinaten der Punkte A und B werden durch r_x und r_y beschrieben. $S_{p_i p_i}(\omega)$ ist die PSD, U_c die Konvektionsgeschwindigkeit sowie L_x die Korrelationslänge quer zur Strömungsrichtung und L_y die Korrelationslänge in Strömungsrichtung mit den Konstanten nach Elliot [3].

Das Kreuzspektrum lässt sich als das Produkt eines Signals mit dem komplex Konjugierten des zweiten Signals beschreiben. Somit kann die CSD-Matrix auch mit dem Erwartungswert E und den gesuchten Signalen \vec{u}_{p_i} formuliert werden. Das Kreuzprodukt aus den Spektren der gesuchten Signale wird für jede Position n mit dem hermitesch komplexe Konjugierten der Spektren $[\vec{u}_{p_i}]^H$ gebildet. [3]

$$S_{p_i p_j} = E[\vec{u}_{p_i} \otimes \vec{u}_{p_j}^H]$$

Um die Stochastik der TBL-Anregung abzubilden, werden die Drucksignale \vec{u}_{p_i} als Produkt von unkorrelierten weißen Rauschsignalen \vec{x} für $S_{p_i p_j} = 1$ und der Filtermatrix P gebildet [3]. Die Wellenformen der zufälligen Drücke im Zieldruckfeld sind dabei unbekannt. Kann die spektrale Dichtematrix mit der des Zieldruckfeldes gleichgesetzt werden, sind die Druckfelder statistisch äquivalent und aus dem Produkt der CSD-Matrix mit den unkorrelierten weißen Rauschsignalen ergibt sich so die Einheitsmatrix I [3]. Die vorherige Gleichung kann so erweitert werden zu:

$$S_{p_i p_j} = P E[\vec{x} \otimes \vec{x}^H] P^H = P I P^H = P P^H$$

Zur Ableitung der Filtermatrizeigenschaften wird die CSD-Matrix in ihre Diagonalmatrix Λ und ihre Eigenvektorenmatrix Q zerlegt. Dabei gilt, dass die Diagonalmatrix Λ der hermitesch komplexen Konjugierten Λ^H entspricht. Da für die Diagonalmatrix gilt $\Lambda = \Lambda^H$, gilt auch $\Lambda^{(1/2)} = (\Lambda^{(1/2)})^H$, womit sich die folgende Gleichung ergibt [3]:

$$P = Q \Lambda^{(1/2)}$$

So kann die Filtermatrix P berechnet werden und damit auch die gesuchten Druckspektren nach $\vec{u}_{p_i} = P \cdot \vec{x}$. Diese diskreten Drücke werden in die FE-Software importiert, um die Strukturantwort auf Basis einer harmonischen Analyse zu bestimmen. Aus den Simulationsergebnissen der Oberflächengeschwindigkeit können die für die experimentelle Untersuchung erforderlichen Anregungsspektren ermittelt werden. Zur Berechnung dieser Anregungsspektren $P(\omega)$ wird ein Gleichungssystem aus der Moore-Penrose-Pseudoinverse der Übertragungsfunktionsmatrizen $H(\omega)$ und dem Antwortspektrum $X(\omega)$ gebildet. Die Lösung dieses linearen Gleichungssystems ergibt das einseitig komplexe Anregungsspektrum. Durch die Transformation in ein zweiseitig symmetrisches komplexes Spektrum kann mit Hilfe der iFFT das zum Anregungsspektrum passende Zeitsignal ermittelt werden. Die Erweiterung des Gleichungssystems um zusätzliche Schwingerreger mit den zugehörigen Übertragungsfunktionen ermöglicht die Berechnung einer Vielzahl sich ergänzender Anregungssignale.

Experimentelle Synthese der numerisch ermittelten Strukturantworten

Die experimentelle Synthese der numerisch ermittelten Strukturantworten unter Laborbedingungen wird für die ausgewählten und bewerteten Platten mit und ohne Dämpfungsfolie durchgeführt. Dazu werden in experimentellen Untersuchungen drei verschiedene Schwingerregerkonfigurationen auf die anzuregende Struktur aufgebracht und mit den ermittelten Anregungssignalen angesteuert. Neben den im folgenden beschriebenen Ergebnissen aus der Anregung mit Inertialshakern, wurden auch Versuche mit einem Modalshaker durchgeführt. Dabei konnten ebenfalls gute Ergebnisse erzielt werden, jedoch ist das Verfahren aufgrund der Größe und Anbringung des Modalshakers nicht auf eine höhere Anzahl von Anregungspunkten skalierbar.

Um die Anregungsgüte der unterschiedlichen Konfigurationen auf die Gesamtanregung nachzuvollziehen, wird die Plattenregung der einzelnen Inertialshaker in den Positionen A1 und A2 der kombinierten Plattenanregung gegenübergestellt. Die Ergebnisse sind für die ungedämpfte und gedämpfte Platte in Abb. 4 dargestellt. Es ist bei der ungedämpften Platte zu erkennen, dass z.B. bei 315, 340 und 520 Hz die einzelnen Shaker die Eigenmoden für eine korrekte Abbildung nicht ausreichend anregen, die Kombination der beiden aber eine deutlich bessere Annäherung an die Simulation ermöglicht. Des Weiteren ist zwischen 400 und 450 Hz sowie bei 490 Hz zu erkennen, dass der Shaker an Position A2 diese Frequenzbereiche nicht gut anregt und somit auch für die kombinierte Konfiguration der Shaker in Position A1 die Anregung dominiert. Diese Erkenntnisse werden durch die Ergebnisdarstellung der Terzbänder, siehe Abb. 4 unten, gestützt. Es ist zu erkennen, dass die Abweichung von der Simulation bei der Anregung mit zwei Shakern im Mittel geringer ist als bei der Einpunktanregung. Das gleiche Ergebnis zeigt der Vergleich des Root Mean Square Errors (RMSE), der bei zwei Shakern 5,22 dB, bei einem

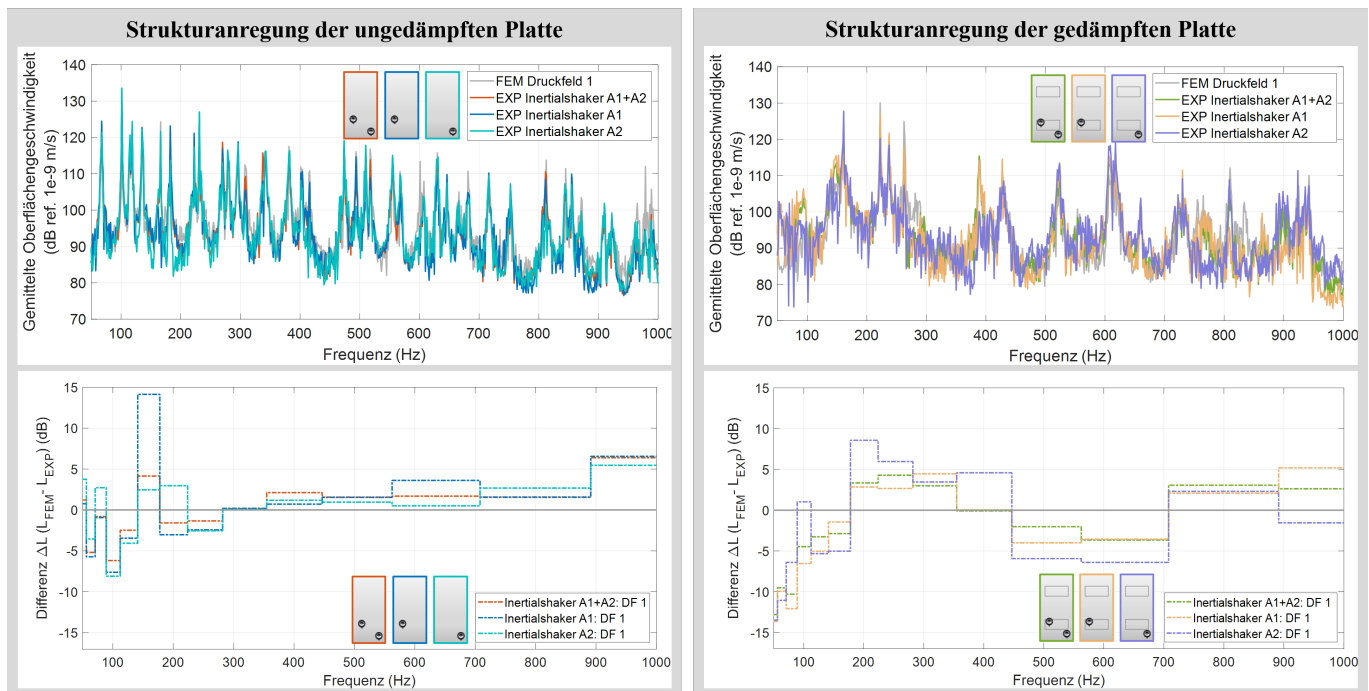


Abbildung 4: Gemittelte Oberflächengeschwindigkeit aus der Simulation des TBL-Druckfeldes und den experimentell angelegten Strukturantworten der Platten.

Shaker in der Position A1 6,04 dB und in der Position A2 6,08 dB beträgt. Im Mittel konnte der Fehler durch die Hinzunahme eines Shakers so um ca. 0,8 dB reduziert werden, was darauf schließen lässt, dass die Genauigkeit der Synthese einer Strukturantwort mit steigender Anzahl von Shakern zunimmt.

Die Ergebnisse für die gedämpfte Platte sind in Abb. 4 rechts dargestellt und bestätigen diese Erkenntnisse. Im betrachteten Frequenzbereich zwischen 250 und 550 Hz regt der Shaker an der Position A2 den Sollverlauf des Frequenzgangs, insbesondere die Eigenfrequenzen bei 265 und 385 Hz, nur unzureichend an. Aus diesem Grund dominiert der Shaker an der Position A1 auch in der kombinierten Anordnung die Anregung. Daraus kann geschlossen werden, dass eine andere Position des Anregungspunktes A2 zu einer besseren Anregung der Struktur und damit zu einer besseren Abbildung der simulierten Strukturantwort führen würde. Auch der RMSE zeigt eine Verbesserung der kombinierten Anregung (5,43 dB) im Vergleich zu den Einzelanregungen an den Positionen A1 (6,65 dB) und A2 (6,78 dB) um ca. 1,2 dB. Dass die Kombination der beiden Shaker die insgesamt beste Anregung des Systems erreicht, zeigt auch die Terzbanddarstellung der Abweichungen der experimentellen von den simulierten Frequenzgängen in Abb. 4 unten rechts.

Zusammenfassung

Es wird eine Methode zur Synthese einer turbulenten Grenzschicht (TBL) entwickelt, mit der das vibroakustische Verhalten von Strukturen unter TBL-Anregung mittels punktueller Kraftanregung untersucht werden kann. Um die Eigenschaften von Flugzeugstrukturen in einem frühen Entwicklungsstadium auf diese Weise untersuchen zu können, wird auf Basis semiempirischer Modelle für definierte Flugzustände ein TBL-Druckfeld berechnet, die resultierende Strukturantwort simulativ ermittelt und

mit Hilfe von Schwingerregern an den zu untersuchenden Strukturen experimentell nachgebildet.

Die Untersuchungen zeigen, dass gezielt synthetisierte Punktlasten geeignet sind, eine vergleichbare Strukturantwort wie durch eine turbulente Grenzschichtanregung zu erzeugen. Voraussetzungen dafür sind eine realitätsnahe Abbildung der Struktureigenschaften im Simulationsmodell mit geeigneten Randbedingungen sowie die richtige Positionierung und Anzahl der verwendeten Schwingerregger. Es zeigt sich, dass durch Hinzufügen eines weiteren Shakers die Anregung der Struktur im Vergleich zu einer Einzelpunktanregung verbessert werden kann und es ist davon auszugehen, dass sich zusätzliche Schwingerregger positiv auf die Syntheseergebnisse auswirken.

Literatur

- [1] M. Goody: Empirical Spectral Model of Surface Pressure Fluctuations. *AIAA Journal* 42 (2004) 9, S.1788-1794.
- [2] G. M. Corcos: Resolution of Pressure in Turbulence. *The Journal of the Acoustical Society of America* 35 (1963) 2, S.192-199.
- [3] S. J. Elliott, C. Maury u. P. Gardonio: The synthesis of spatially correlated random pressure fields. *The Journal of the Acoustical Society of America* (2005) 117, S.1186-1201.
- [4] A. Nilsson u. B. Liu: *Vibro-Acoustics, Volume 2*. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg 2016.
- [5] W. R. Graham: A Comparison of Models for the Wavenumber-Frequency Spectrum of Turbulent Boundary Layer Pressures. *Journal of Sound and Vibration* (1997) 206(4), S.541-565.