

Engine Tonal Noise - Vibroakustische Messungen und Analysen am DLR ISTAR

René Winter, Marco Norambuena, Sebastian Zettel, Ray Dewald

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., Institut für Aeroelastik

37073 Göttingen, Deutschland, Email: rene.winter@dlr.de

Einleitung

Das „CleanSky2 - Airframe“ Projekt „DA9 - Engine Tonal Noise“ ist eine Kooperation zwischen Dassault Aviation und dem Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR). Im Rahmen dieses Projekts wurden zwei umfangreiche vibroakustische Messkampagnen am DLR ISTAR durchgeführt, einem Forschungsflugzeug vom Typ Falcon 2000LX. Ein Ziel dieses Projekts war die Erweiterung des Verständnisses der Entstehung von Lärm in Flugzeugkabinen aufgrund von Triebwerksschwingungen. Dabei kam neben der sehr arbeits- und zeitintensiven Methode der Messung mit Beschleunigungsaufnehmern und dem „Roving Grid“ Verfahren auch ein „Digital Image Correlation“ System zum Einsatz. Dieses kamerabasierte Messsystem könnte Messungen dieser Art zukünftig vereinfachen und beschleunigen. An dieser Stelle soll, neben einer Übersicht über die eigentliche Messung, vor allem auf die Nutzung dieses Systems eingegangen werden. Weitere Details zur Analyse der Energiepfade mittels der STI (Structural Intensity), die einen starken Einfluss auf die Durchführung der Messung hatte, finden sich in [1].

Vibroakustische Messung

Die von den Triebwerken ausgehenden Vibrationen waren das Hauptaugenmerk der durchgeführten Messungen. Insbesondere die tonalen Vibrationen und deren Transfer in das innere der Flugzeugkabine sollten untersucht werden. Eine bewährte Methode für die detaillierte Analyse des Energieflusses durch eine Struktur ohne eindeutige Transferpfade ist die STI-Methode. Sie erfordert allerdings sehr detaillierte, engmaschige Messgitter. Tatsächlich ist es so, dass je höher die Gitterdichte, desto besser [2] die Ergebnisse der STI. Im Rahmen des Projektes war es allerdings nicht möglich, die gesamte Rumpfstruktur mit einem so dichten Gitter zu vermessen, wie es zum Beispiel zuvor an der Laborstruktur des „Acoustic Flight-Lab“ durchgeführt wurde [3], da bei der Messung an Flugzeugen aus kostengründen enge zeitliche Einschränkungen zu berücksichtigen sind.

Für die beschriebene Messung sind folgende Eigenschaften des DLR ISTAR, eine Falcon 2000LX, relevant: Der ISTAR hat Hecktriebwerke, ist 20,2 m lang und hat eine Kabinenbreite von 2,35 m. Ausgehend von diesen Merkmalen wurde das Sensorgitter entworfen. Die aufgenommenen Daten sollen zur Berechnung der Strukturintensitäten verwendet, um einen Eindruck vom Energiefluss der Schwingungen durch den Rumpf zu erhalten.

Um eine maximale Anzahl von Messpositionen mit einer begrenzten Anzahl von Sensoren zu erreichen, wurde ein „Roving Grid“ verwendet. Einen detaillierten Überblick über das angewandte Testverfahren ist in [3] zu fin-

den. Das Verfahren unterteilt das Messgitter in Unterabschnitte, die so optimiert sind, dass möglichst viele Sensoren gleichzeitig genutzt werden können, während gleichzeitig eine einfache Installation der nachfolgenden Unterabschnitte möglich ist. Die Form der Teilnetze hängt von der Zugänglichkeit der Struktur vor Ort, dem verfügbaren Platz für die Kabelverlegung usw. ab. Bei diesem Test kam erschwerend hinzu, dass die Installation an der Außenseite eines bereits lackierten Flugzeugs erfolgte, was die genaue Lokalisierung der Sensorpositionen sehr schwierig und zeitaufwändig machte.

Im Zeitrahmen des Projekts und der Zugänglichkeit des Testflugzeugs konnten diese Ziele nur mit einigen Kompromissen erreicht werden. Es wurde beschlossen, nicht mehr als fünf Unterabschnitte mit jeweils bis zu 300 Sensoren zu verwenden, da mehr Unterabschnitte in der vorgesehenen Zeit nicht machbar wären und mehr Sensoren parallel zueinander die Grenzen dessen, was zur Verfügung stand, überschreiten würden.



Abbildung 1: Das DLR ISTAR mit installierter Sensorkonfiguration C1. Das gesamte Messgitter ist auf dem Rumpf durch abnehmbare Aufkleber markiert. © 2022 DLR

Zusätzlich wurde die detaillierte Messungen auf eine Hälfte des Flugzeugs beschränkt. Mit diesen Einschränkungen wurde ein Messgitter mit 1310 Positionen (siehe Abbildung 2) entworfen, die sich auf fünf Sensor-konfigurationen verteilen. Zusätzlich wurde eine begrenzte Anzahl von Sensoren zu Kontrollzwecken auf der anderen Seite des Flugzeugs installiert (siehe Abbildung 3).

Während bei früheren Messungen mit Sensoren [4] 15 Sensoren pro Hautfeld und umliegenden Versteifungen verwendet wurden, ist diese Messung auf 6 Sensoren pro äquivalenter Struktur beschränkt. Dies limitiert natürlich die Frequenz, bis zu der Informationen aus den Daten gewonnen werden können, aber andernfalls wäre das Ziel, Daten entlang des größten Teils des Rumpfes zu erfassen, nicht erreicht worden. Weitere Einzelheiten zum all-

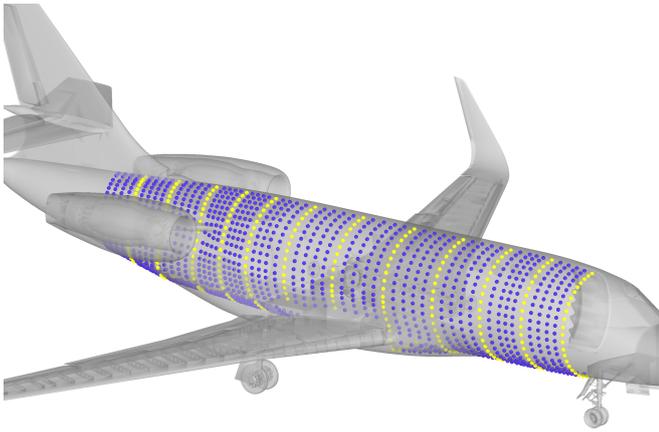


Abbildung 2: Der Haupttest wurde mit 5 Konfigurationen C1 bis C5 durchgeführt, die nacheinander installiert und gemessen wurden. C1 in gelb. C2-5 in blau

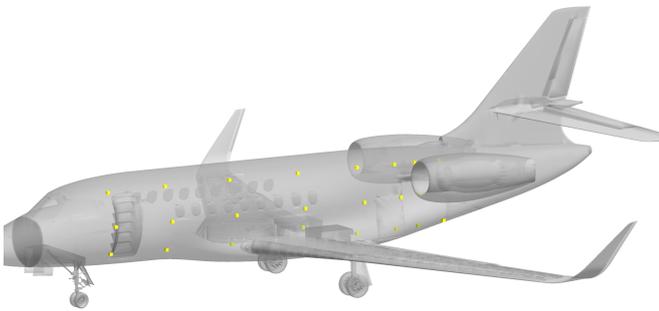


Abbildung 3: 24 Sensoren wurden fest auf der linken Seite des ISTAR installiert

gemeinen Aufbau des Messsystems und der Signalverarbeitung sind in [3] zu finden.

In einer zweiwöchigen Messkampagne wurden Schwingungsantworten des DLR ISTAR an 1350 Positionen erfasst. Zusätzlich wurden triebwerksinduzierte Vibrationen an 275 Positionen gemessen. Die Daten decken den niedrigen bis mittleren Frequenzbereich ab und sind von ausreichender Qualität für die geplanten Arbeiten zur FE-Modellanpassung und zur Energieflussberechnung mittels STI.

Principle Operational Deflection Shapes

Für den hier vorgestellten Vergleich wurde die Methode der Principle Operational Deflection Shapes (PODS) verwendet, um eine repräsentative Form der Betriebsschwingungsform für Bänder von ± 2.5 Hz um eine bestimmte tonale Anregung durch das Triebwerk zu erhalten. Eine detaillierte Beschreibung der Methode ist in [1] zu finden.

Aus Spektren der Triebwerksläufe (siehe [1]) konnten die tonalen Anregungsfrequenzen der Triebwerke entnommen werden. Im niedrigen Frequenzbereich lagen diese bei 137 Hz, 274 Hz und 403 Hz. Die in den Abbildungen 6, 7 und 8 gezeigten PODS zeigen die Strukturantwort um eben diese Frequenzen, ermittelt mit der PODS-Methode

aus Daten der Shakeranregung am Pylon..

Diese Daten stellen die Grundlage für den Vergleich mit dem DIC System dar. An anderer Stelle (siehe [1]) wurden diese Daten auch genutzt um den detaillierten Verlauf der Schwingungsenergie durch die Rumpfhaut zu untersuchen. Hier sei dazu nur gesagt, dass dies ohne Verwendung der STI rein auf Basis der Schwingungsformen nicht möglich ist.

DIC - Digital Image Correlation

Die zweite Messkampagne im Projekt ermöglichte unter anderem den Test eines DIC (Digital Image Correlation) Systems parallel zu der oben beschriebenen Messung. Dadurch konnte dieses im Einsatz an einer realen Flugzeugstruktur unter den selben Voraussetzungen wie die sensorbasierte Messung erprobt werden. Da DIC Systeme mit Hilfe von digitaler Bildverarbeitung, vornehmlich Bildkorrelation [5], ein Verschiebungsfeld bestimmen, gelten für diese Systeme die üblichen Einschränkungen und Vorteile bei der Erfassung dieser Messgröße. Die Verschiebung fällt proportional zu der Frequenz verglichen mit der Schnelle, während die Beschleunigung steigt.



Abbildung 4: Das DIC System im Einsatz am ISTAR. Das aufgebrachte Muster unterhalb des Triebwerks und das Stereo-Kamerasystem sind deutlich zu erkennen. Gemessen wurde auf einer Fläche von 1,5 m x 1,5 m mit einer Auflösung von 4 MP und 2000 fps.

Daraus ergibt sich: Bei hohen Frequenzen ist die Messung der Verschiebung üblicherweise durch ein geringes Signal-zu-Rausch-Verhältnisses eingeschränkt. In Laborversuchen zeigte sich allerdings [6], dass dieses Messsystem durchaus im vibroakustischem Standschwingversuch einsetzbar sein könnte. Da diese Art der Messung sehr zeit effizient ist, das gesamte Sichtfeld des Stereokamerasystems kann während weniger Minuten erfasst und mit einer sehr hohen räumlichen Auflösung gemessen werden, wurde die Möglichkeit genutzt das System an einem realen Flugzeug bei geringer Anregung zu testen.

Die DIC Messung musste aus zeitgründen in einem Bereich des ISTAR Rumpfes auf der den Shakern und Beschleunigungssensoren gegenüberliegenden Seite durchgeführt werden. Daraus folgt auch, dass die Messdaten des DIC Systems nicht objektiv mit den Ergebnissen der Beschleunigungssensoren verglichen werden können. Allerdings ist ein subjektiver Vergleich durchaus möglich

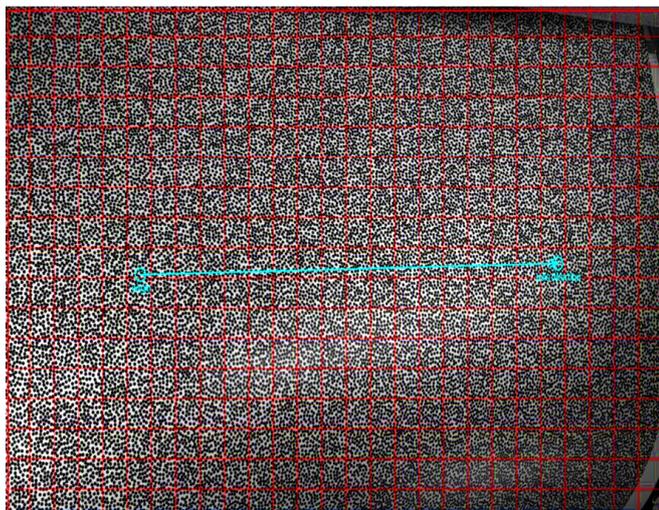


Abbildung 5: Aufteilung des Bildfeldes des Kamerasystems in „Interrogation Zones“. In jedem dieser Felder wird der mittlere Verschiebungswert in drei Raumrichtungen bestimmt.

und nicht ohne Wert. Für diesen ersten Versuch sollte insbesondere festgestellt werden welche Möglichkeiten und Einschränkungen diese Messmethode im Bereich vibroakustischer Messungen an Flugzeugen bietet.

Die Ergebnisse sind in den Abbildungen 6, 7 und 8 zu sehen. Grundsätzlich lässt sich eine Ähnlichkeit erkennen, aufgrund der Tatsache das die Daten aber von unterschiedlichen Seiten einer nicht symmetrischen Struktur stammen lässt sich diese nicht näher quantifizieren, etwa durch den Einsatz geeigneter Vektorkorrelationsverfahren.

Zusammenfassung

Aufgrund der Einschränkungen während der Messkampagnen konnten die Daten aus den unterschiedlichen Messsystemen nur oberflächlich verglichen werden. Trotzdem lassen sich ein paar klare Erkenntnisse aus den Daten gewinnen: Die DIC Messdaten sind oberflächlich betrachtet ähnlich der Ergebnisse der Sensormessungen und sollten sich von ihrer Qualität her für eine STI Analyse eignen. Der angestrebte Frequenzbereich konnte mit dem DIC-System gut aufgelöst werden und die Schwingungsformen heben sich deutlich vom Grundrauschen ab.

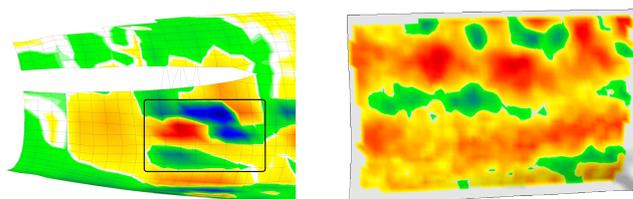


Abbildung 6: Vergleich von Sensordaten(links, schwarz der vom DIC System abgedeckte Bereich) und DIC-Daten(rechts) bei 137 Hz.

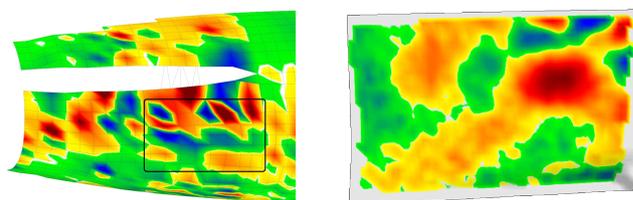


Abbildung 7: Vergleich von Sensordaten(links, schwarz der vom DIC System abgedeckte Bereich) und DIC-Daten(rechts) bei 274 Hz

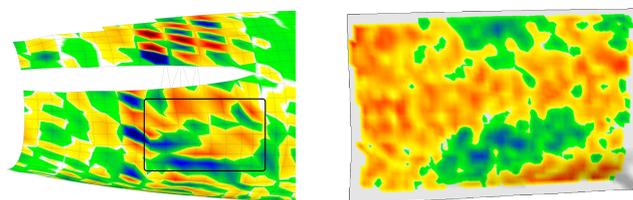


Abbildung 8: Vergleich von Sensordaten(links, schwarz der vom DIC System abgedeckte Bereich) und DIC-Daten(rechts) bei 403 Hz

Dankagung

Die hier präsentierte Arbeit wurde durch das CleanSky2 Joint Undertaking im Rahmen des Forschungs- und Innovationsprogramms Horizon 2020 der Europäischen Union unter der Förderkennzeichen N° CS2-LPA-GAM-2020-2023-01 gefördert.



Literatur

- [1] R. Winter u. a., „High-resolution vibroacoustic characterization of DLR’s Falcon 2000LX ISTAR aircraft,“ *CEAS Aeronautical Journal*, Aug. 2023.
- [2] J. Biedermann u. a., „A hybrid numerical and experimental approach for structural intensity analysis of stiffened lightweight structures,“ in *Proc. Int. Conf. Noise Vib. Eng., Int. Conf. Uncertain Struct. Dyn.*, 2018, S. 4101–4115.
- [3] R. Winter u. a., „Dynamic characterization of the A400M acoustics fuselage demonstrator,“ in *NOISE-CON proc.*, 2016, S. 3296–3306.
- [4] R. Winter u. a., „High-Resolution Vibration Measurement And Analysis Of The Flight-LAB Aircraft Fuselage Demonstrator,“ in *NOISE-CON proc.*, 2018.

- [5] M. Sutton u. a., *Image Correlation for Shape, Motion and Deformation Measurements. Basic Concepts, Theory and Applications*. Jan. 2009.
- [6] S. F. Zettel u. a., „Comparison of Laser Doppler Vibrometry and Digital Image Correlation measurement techniques for applications vibroacoustics,“ in *29th International Congress on Sound and Vibration, ICSV 2023*, Juli 2023.