

# Untersuchung von adaptiven Randabschlüssen an einer Plattenstruktur mittels Laser Scanning Vibrometer

Kai Simanowski, Delf Sachau

Helmut-Schmidt-Universität, 22043 Hamburg, E-Mail: Simanowski@hsu-hh.de

## Einleitung

Die Entwicklung eines adaptiven Randabschlusses (ARA) folgt dem Bedarf, Teile eines schwingungsfähigen Gesamtsystems unter realitätsnahen Einsatzbedingungen zu untersuchen [1].

An der Helmut-Schmidt-Universität / Universität der Bundeswehr Hamburg (HSU) werden aktive Schallreduktionsmaßnahmen für Flugzeuge entwickelt und, aus Kosten- und Sicherheitsgründen, an Rumpfelementen getestet, bevor sie in Testmaschinen eingerüstet und am Boden oder im Flug getestet werden. Herkömmliche Lagerungen (fest eingespannt, auf Dämpfern oder frei aufgehängt) verändern dabei das dynamische Systemverhalten.

## Ansatz und Regelkonzept

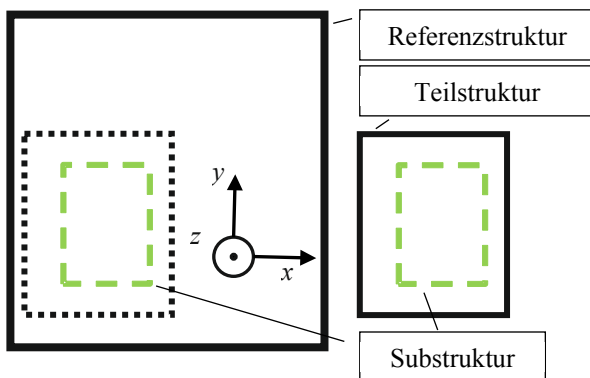


Abbildung 1: Ränder der Strukturen und Koordinatensystem

Abbildung 1 zeigt links als durchgezogene Linie den Rand der Referenzstruktur und rechts den der Teilstruktur. Auf der Referenzstruktur ist der Rand der Teilstruktur gepunktet dargestellt und auf beiden grün gestrichelt der der Substruktur.

Ziel ist, dass sich bei gleicher Anregung die Substrukturen auf Referenz- und Teilstruktur gleich verhalten. Dazu muss der ARA den Einfluss des entfernten Bereiches nachbilden. Bei diesem Ansatz werden folgende Annahmen getroffen:

**Annahme 1:** Bei Anregung senkrecht zur Oberfläche interessieren nur die Verschiebungen parallel, sowie die Momente um die Achsen quer zu dieser. Somit sind drei der sechs Schnittlasten, nämlich  $F_x$ ,  $F_y$ ,  $M_z$ , gleich Null.

**Annahme 2:** Für das globale, dynamische Schwingverhalten bei tiefen Frequenzen sind die Versteifungselemente entscheidend, siehe Abbildung 2.

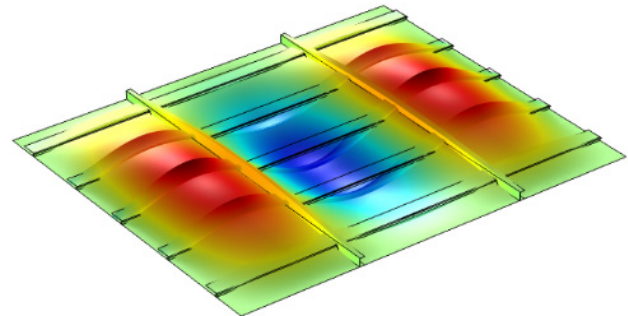


Abbildung 2: Schwingverhalten einer versteiften Platte bei niedriger Frequenz

**Annahme 3:** Die Momente können über Kräftepaare nachgebildet werden.

Für die Nachbildung der Schnittlasten wird ein digitaler Regler, basierend auf dem FxLMS (filtered reference (x) least mean square) Algorithmus verwendet, siehe Abbildung 3.

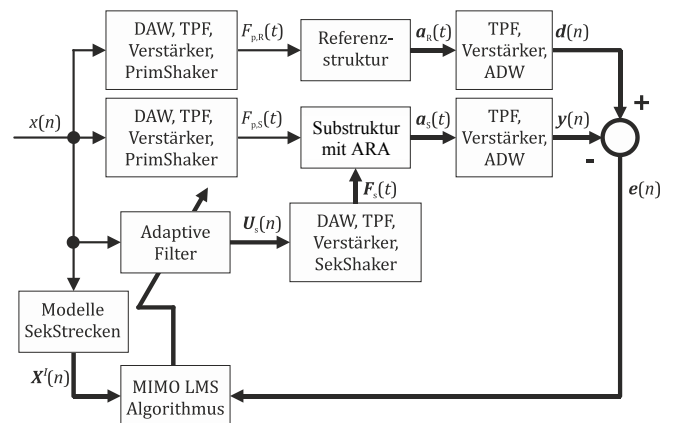
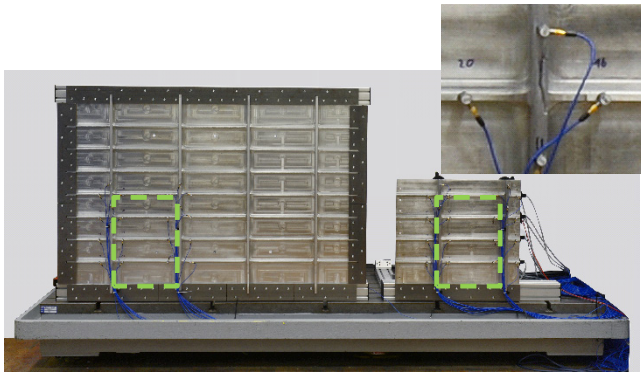


Abbildung 3: Simulink-Regelkonzept

## Versuchsaufbau

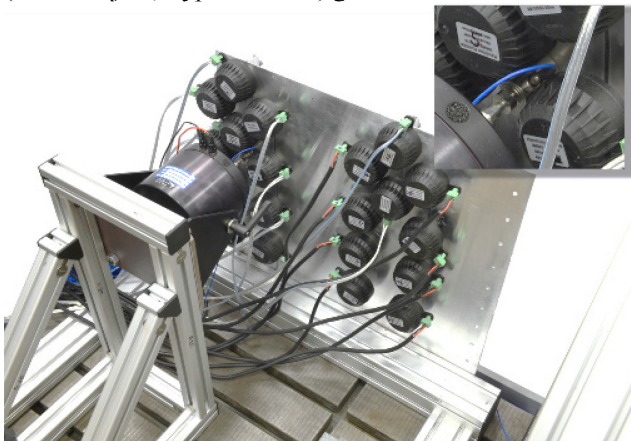
Für die Untersuchungen wurden Aluminiumstrukturen gefertigt, die den für Flugzeugrümpfe üblichen Aufbau einer Platte mit Versteifungselementen aufweisen, siehe Abbildung 4. Die Strukturen wurden jeweils aus einem Block gefräst, um nicht lineare Effekte an den Fügstellen (Niet-, Schraub oder Klebeverbindungen) zu vermeiden. Die Wanddicke von Haut und Versteifungselementen beträgt 2 mm.



**Abbildung 4:** Versuchsaufbau, links: Referenz-, rechts: Teilstruktur, grün gestrichelt: Rand der Substruktur, rechts oben: Detail mit Beschleunigungsaufnehmern

Bei der Referenzstruktur ist der Bereich zwischen den festen Einspannungen am Rand 1200 mm breit und 800 mm hoch. An den Rändern der Substruktur sind auf den Versteifungselementen jeweils 20 Beschleunigungsaufnehmer (PCB, Typ 352C65) befestigt. Die Teilstruktur ist nur unten eingespannt, 520 mm breit und 470 mm hoch. Der Abstand zwischen den Spanten (vertikale Versteifungselemente) beträgt 300 mm, jener der Stringer (horizontale Versteifungselemente) 100 mm.

Die Primärانregung erfolgt jeweils mit einem 45-N-Schwingerregersystem (Brüel&Kjaer, Typ 4809 und 2718). Als Sekundärerreger sind, jeweils gegenüber eines Beschleunigungsaufnehmers, Aktoren aus dem Automobilsektor (Kendron Kuhnke Automation) angebracht. Die eingeleitete Kraft wird mit Kraftsensoren (Brüel&Kjaer, Typ 8230-001) gemessen.



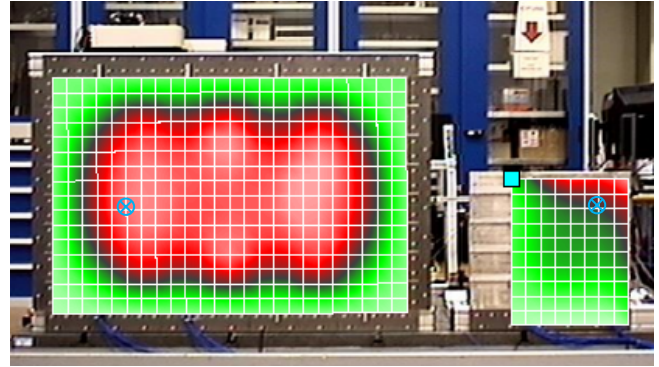
**Abbildung 5:** Substruktur mit Primär- und Sekundärschwingerregern

Der Regelalgorithmus ist auf einem Rapid Control Prototypingssystem (dSPACE) implementiert.

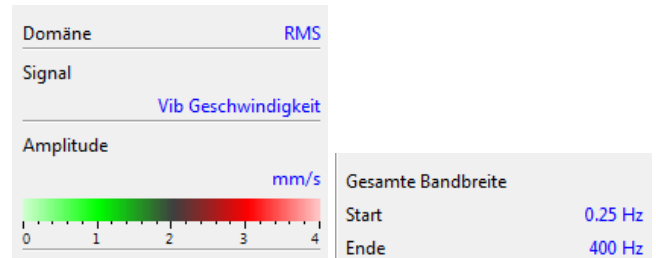
### Versuchsdurchführung

Ein Laser Scanning Vibrometer (LSV, Polytec PSV-400) ist in 5 m Entfernung zu den Strukturen positioniert. Die insgesamt 524 Scanpunkte liegen im 50 mm Raster auf jeder Kreuzung Spant/Stringer sowie dazwischen. Abbildung 6 zeigt eine Überlagerung aus Versuchsaufbau, Visualisierung eines Messergebnisses und des Messrasters. Markiert sind

die jeweiligen Kräfteinleitungspunkte. Die dazugehörigen Messparameter sind in Abbildung 7 dargestellt.

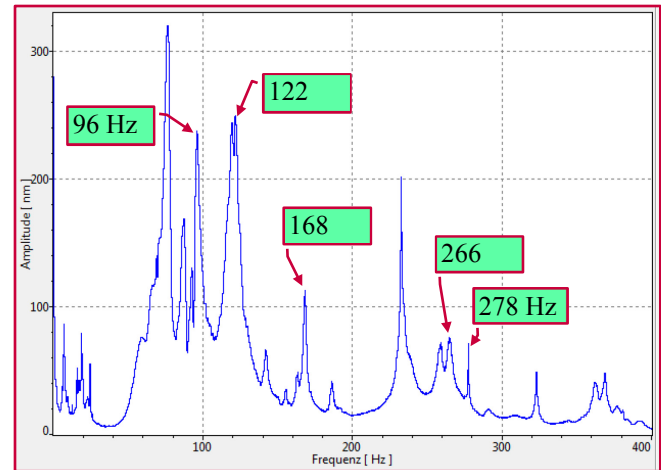


**Abbildung 6:** Visualisierung einer Messung mit dem LSV, gemittelte Geschwindigkeit bei Anregung durch Gleitsinus



**Abbildung 7:** Messparameter zu Abbildung 6

In Abbildung 8 ist ein über alle Messpunkte, also auf Referenz- und Teilstruktur, gemitteltetes Spektrum des Schwingweges bei Anregung mit Gleitsinus dargestellt. Die Frequenz der ersten Eigenschwingform der Referenzstruktur liegt bei 96 Hz. Ebenfalls markiert sind weitere Frequenzspitzen, für die Untersuchungsergebnisse in dieser Arbeit betrachtet werden.



**Abbildung 8:** Spektrum des Weges bei Anregung mit Gleitsinus

### Ergebnisse

In Abbildung 9 sind die gemessenen Schwingwege ohne und mit Regelung für die betrachteten Frequenzen dargestellt und in Abbildung 10 die jeweiligen Differenzen nur im Bereich der Substruktur. Ein Einzahlwert für die Ähnlichkeit der Schwingformen der entsprechenden Bereiche und damit den Regelungserfolg ist das modal assurance criterion (MAC), welches nach Formel (1) berechnet wird. In  $w$

stehen die als Vektor gelisteten Momentanwerte der Wegmessungen während jener Phasenlage, bei der die größten Werte auf der Referenzstruktur gemessen wurden. In Tabelle 1 sind die berechneten Werte eingetragen. Ein Wert von 0 bedeutet, dass die Vektoren nicht korreliert sind, eine Wert von 1, dass sie skalierbar oder identisch sind.

Im geregelten Zustand liegen die größten Abweichungen am oberen Rand und damit außerhalb des beeinflussten Bereiches, oder nahe der Kraftereinleitungsstelle.

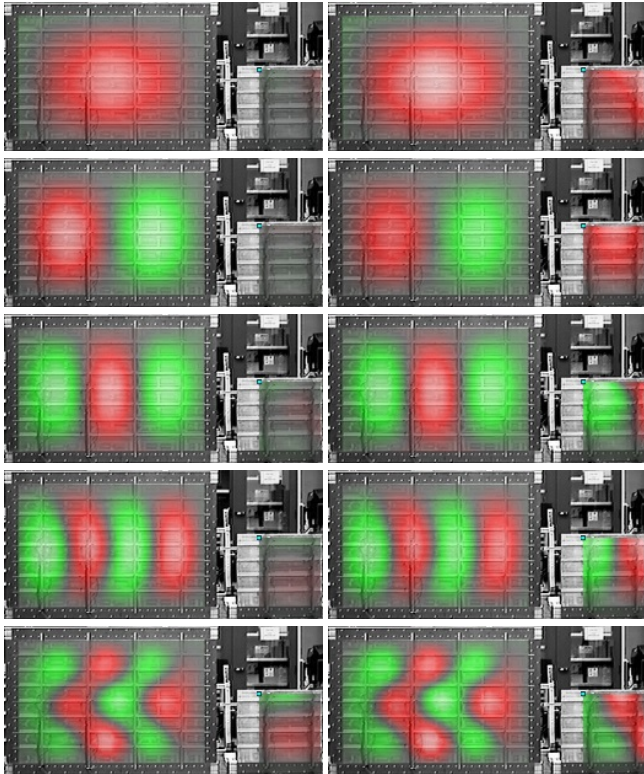


Abbildung 9: Ergebnisse, links: unregelt, rechts geregelt, von oben nach unten: 96 Hz, 122 Hz, 168 Hz, 266 Hz, 278 Hz

$$MAC(\mathbf{w}_{sub}, \mathbf{w}_{ref}) = \frac{|\mathbf{w}_{ref}^T \mathbf{w}_{sub}|^2}{(\mathbf{w}_{ref}^T \mathbf{w}_{ref})(\mathbf{w}_{sub}^T \mathbf{w}_{sub})} \quad (1)$$

Tabelle 1: MAC-Werte ohne und mit ARA

f in Hz	96	122	168	266	278
MAC ARA aus	0,598	0,222	0,003	0,001	0,031
MAC ARA an	0,952	0,954	0,853	0,972	0,929

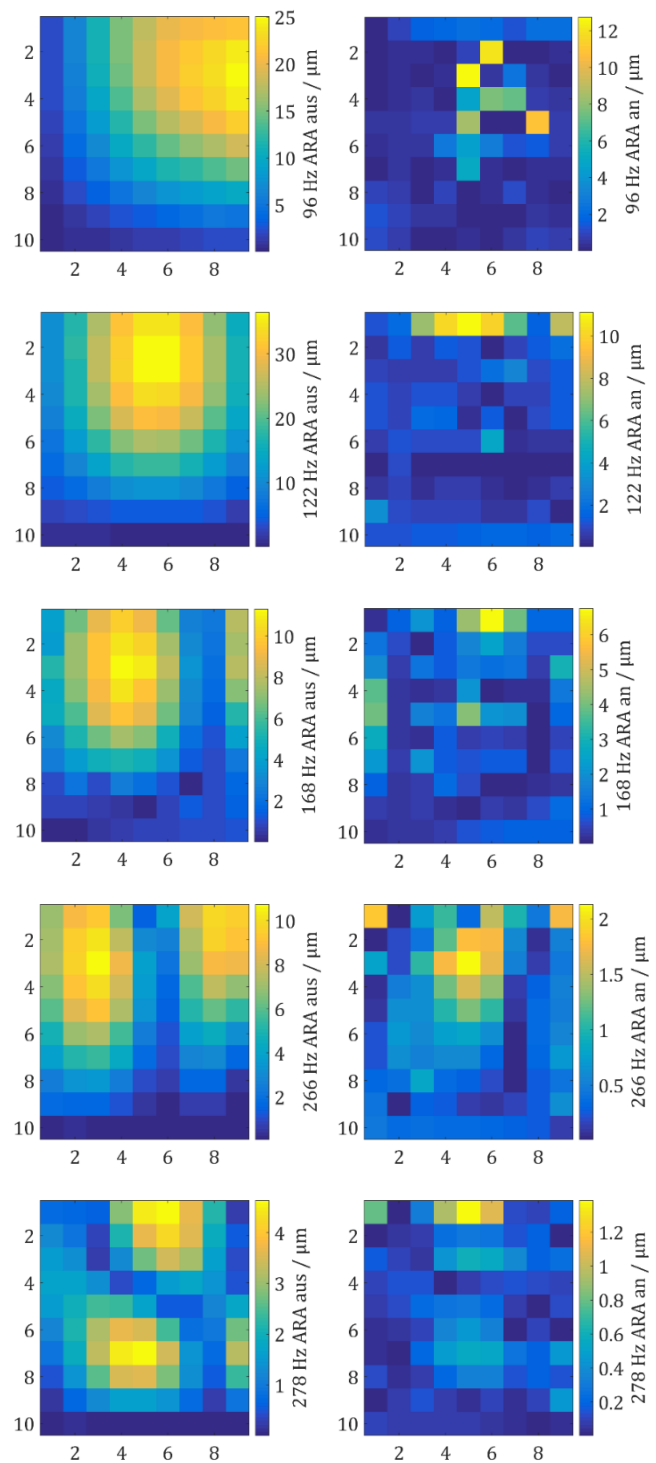


Abbildung 10: Differenzen im Bereich der Substruktur

### Zusammenfassung

Das Konzept des adaptiven Randabschlusses ist in der Lage, das dynamische Verhalten eines Bereiches einer komplexen Struktur im niedrigen Frequenzbereich realitätsnah nachzubilden.

### Literatur

[1] Sachau D., Baschke M. Adaptive support for aircraft panel testing: New method and its experimental verification on a beam structure. Journal of Sound and Vibration 394 (2017) 31-45.