

Temperaturabhängige Regelung eines Flugzeugseitenwand-Paneels

Stephan Algermissen^{1,*}, Malte Misol¹

¹Inst. f. Faserverbundleichtbau und Adaptronik, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR), Braunschweig

*Korrespondenz: stephan.algermissen@dlr.de

Zusammenfassung: Aktive Systeme zur Schwingungs- oder Schallreduktion sind vielfach in der Fachliteratur behandelt. Ihre Wirksamkeit und Funktionsfähigkeit konnte in diversen Anwendungsszenarien, zumeist unter Laborbedingungen, bewiesen werden. Bei der Installation eines aktiven Systems in einer realen Umgebung muss es sich auf wechselnde Umgebungsbedingungen einstellen können. Am Beispiel eines Flugzeugseitenwand-Paneels wird die Problematik deutlich. Insbesondere durch wechselnde Sonneneinstrahlung unterliegt das Paneel starken Temperaturschwankungen, die eine Veränderung der Schwingungseigenschaften zur Folge hat. Ist das Paneel mit einem aktiven System ausgestattet, so ist die Strukturmechanik direkt mit der Regelgüte und der Stabilität der Regelstrecke verknüpft.

Thermische Experimente im Akustischen Transmissionsprüfstand (ATB) des DLR in Braunschweig im Rahmen des EU-Projekts ACASIAS zeigen, dass sich das Schwingungsverhalten eines Flugzeugseitenwand-Paneels im Temperaturbereich von 22-50 °C signifikant ändert. Ausgehend von den Labor-Experimenten werden in diesem Artikel die Parametervariationen der geregelten Strecke modelliert. Im Folgenden wird ein Ansatz zur Berücksichtigung der Temperaturabhängigkeit mittels eines Gain-Scheduling Reglers am Beispiel einer Schwingungsregelung vorgestellt. Eine abschließende Betrachtung weist die Stabilität des Regelkreises bei beliebigen Temperaturverläufen nach. Der Fokus dieses Artikels liegt auf einem praxisnahen Verfahren, das sich einfach in der Regelungshardware implementieren lässt.

Schlüsselwörter: Aktive Schwingungsreduktion, Robuste Regelung, Gain-Scheduling

1 Einleitung

Kabinenelemente in einem Verkehrsflugzeug sind wechselnden Umgebungsbedingungen ausgesetzt. Trotz einer Klimatisierung der Kabine treten Schwankungen der Temperatur und der Luftfeuchtigkeit, etwa durch veränderliche Sonneneinstrahlung, auf. Sie führen zu Änderungen der Schwingungseigenschaften der Elemente, die sich z.B. durch Eigenfrequenz-Verschiebungen äußern. Aktive Systeme zur Schwingungs- und Schallreduktion sind zumeist auf Kabinenelementen installiert und somit direkt von diesen Veränderungen betroffen. Die Modelle der Regelstrecken die zur Auslegung der aktiven Systeme verwendet werden sind folglich zeitvariant. Die aktiven Systeme müssen tolerant oder adaptiv gegenüber diesen Veränderungen sein. In vielen Veröffentlichungen zum Thema aktive Schwingungs- und Schallreduktion wird ein quasi-statischer Zustand der Regelstrecke vorausgesetzt [1, 2]. Unter Laborbedingungen ist diese Voraussetzung auch gültig. Die Problematiken im realen Flugzeug, insbesondere die der zeitvarianten Temperatur, bleiben nicht unerwähnt, jedoch verbleibt die Vorstellung einer probaten Strategie ihr zu begegnen. Insbesondere die teilweise schwache Dämpfung einiger Struktur-Eigenfrequenzen und der damit einhergehende steile Phasengang bereitet Steuerungs- und Regelungsansätzen Probleme. Leichte Eigenfrequenz-Verschiebungen führen so zu lokalen, starken Änderungen des Phasengangs, welches ein Überschreiten der Phasenreserve und somit eine Instabilität zur Folge hat.

In diesem Artikel wird für die Schwingungsregelung eines Flugzeugseitenwand-Paneels eine temperaturabhängige Regelungsstrategie vorgestellt. Beginnend mit der Beschreibung der thermischen Experimente im Rahmen des Projekts ACASIAS wird im ersten Abschnitt das temperaturabhängige Schwingungsverhalten des betrachteten Strukturbauteils quantifiziert. Im folgenden Abschnitt geschieht die Modellbildung auf Basis dieser Daten und führt zu einem linear interpolierten Streckenmodell. Der Hauptteil

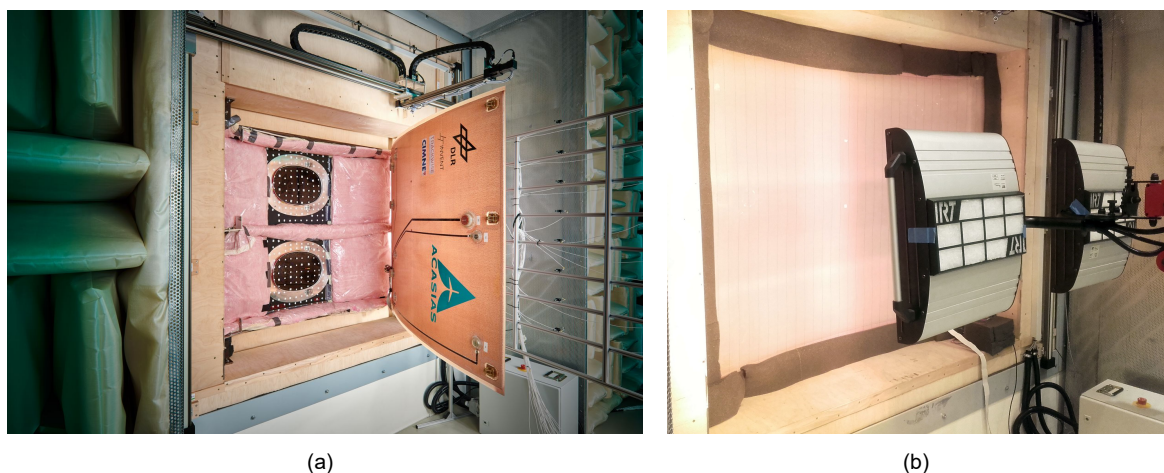


Abbildung 1: Versuchsaufbau im ATB: (a) Panel abgeklappt mit Blick auf die Primärstruktur; (b) Infrarot-Trockner vor dem aktiven Panel

des Artikels befasst sich mit der Regelung dieser Strecke und der Fragestellung inwieweit sich das temperaturabhängige Verhalten mit einem Gain-Scheduling Ansatz stabil regeln lässt.

2 Thermische Experimente

Die Erzielung einer hohen Regelgüte und -stabilität ist entscheidend von der exakten Beschreibung der Regelstrecke G abhängig. Das Ziel der folgenden Messungen ist die Bestimmung des Schwingungsverhaltens des ACASIAS Seitenwandpaneels bei verschiedenen Umgebungstemperaturen. Auf Basis der Ergebnisse wird in einem zweiten Schritt ein temperaturabhängiges Modell der Regelstrecke abgeleitet.

2.1 Versuchsaufbau

Das Seitenwandpaneel, das im Rahmen des EU-Projekts ACASIAS für das Arbeitspaket 3 gefertigt wurde [3], entspricht den Abmaßen eines Original-Paneels eines Airbus A350. Es ist einfach gekrümmt und passt mit seinen Maßen von $1300 \times 1690 \times 7 \text{ mm}^3$ ($B \times H \times T$) in die Prüföffnung des ATB. Zur Realisierung eines originalgetreuen Wandaufbaus ist eine Primärstruktur-Schale inklusive ihrer Dämmpakete hinter dem Panel verbaut, s. Abb. 1(a). Auf die Fensterausschnitte im Panel wurde im Rahmen des Projekts bewusst verzichtet, da ihre Herstellung den finanziellen Rahmen deutlich überschritten hätte. Das Panel ist in Sandwich-Bauweise mit einem inneren Wabenkern inklusive Decklagen aus Glasfaser-Prepreg aufgebaut. Die Lagerung des Paneels an der Primärstruktur erfolgt an sechs Punkten mittels sogenannter Shock-Mounts. Um aus dem Panel ein aktives System zu machen, sind sechs Beschleunigungssensoren und vier Exciter als Aktuatoren integriert [4].

Der Temperaturbereich für Bordgeräte ist in der EUROCAE ED-14G [5] Norm geregelt. Die Seitenwand-Paneele gehören der Kategorie A1 an und müssen in einem Bereich von -15°C bis $+55^\circ\text{C}$ einsatzfähig sein. Der ATB des DLR ist mit einer einfachen Klimatisierung ausgestattet. Sie ist jedoch nicht in der Lage den von der Norm geforderten Temperaturbereich gänzlich abzudecken. Daher wird anstatt einer Klimatisierung des gesamten Raums eine direkte Erwärmung des Paneels mittels Infrarotheizung eingesetzt. Im folgenden Experiment kann auf diese Weise ein Temperaturbereich von 22°C bis 50°C untersucht werden. Dieser Bereich ist dahingegen ausreichend, als dass in ihm die Effekte und die Modellierung in geeigneter Weise aufgezeigt werden können. Die Erwärmung des Paneels ist mit einem Infrarot-Trockner vom Typ HEDSON IRT 4-2 PCAUTO umgesetzt, s. Abb. 1(b). Der Trockner besteht aus zwei Heizköpfen in denen jeweils Infrarotlampen mit einer Leistung von 6 kW verbaut sind. Basierend auf

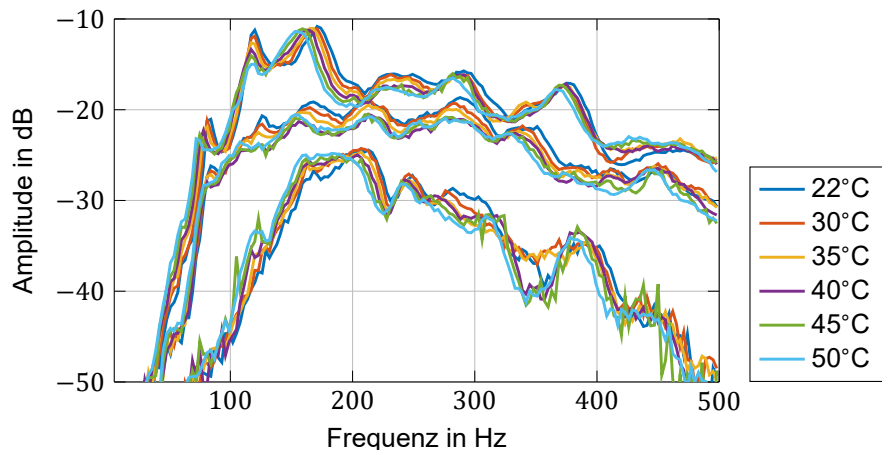


Abbildung 2: Singulärwerte von \mathbf{G} an den Arbeitspunkten T_s

einer kontaktlosen Messung kann die Temperatur der bestrahlten Oberfläche genau geregelt werden. Zur Überwachung des Heizprozesses ist auf der Rückseite des Paneels eine zusätzliche Temperatursonde installiert.

Die Regelstrecke \mathbf{G} besteht neben den Aktuatoren, den Sensoren und dem Paneel aus dem Rapid-Prototyping System zur Realisierung des Reglers und einiger vor- und nachgelagerter Filter [6]. Die Anzahl der Aktuatoren $n_u = 4$ und der Sensoren $n_y = 6$ definieren die Dimension der Regelstrecke $\mathbf{G}_{6 \times 4}$. Zur Untersuchung des temperaturabhängigen Verhaltens des Paneels sind die folgenden sechs Arbeitspunkte in dem oben genannten Bereich definiert:

$$T_s = [22 \quad 30 \quad 35 \quad 40 \quad 45 \quad 50] \text{ in } ^\circ\text{C}.$$

Als Referenz für die Temperatur wird die rückwärtig angebrachte Temperatursonde verwendet. Die Einstellung der Solltemperatur des Infrarot-Trockners wird entsprechend korrigiert. Als Einschwingzeit, nach der sich eine konstante Temperaturverteilung im Paneel ergibt, wird in den Experimenten 11 min verwendet. Die Verteilung wird mittels einer Infrarotkamera überwacht.

2.2 Ergebnisse

Die Identifikation der Regelstrecke erfolgt mit dem Rapid-Prototyping System. Alle vier Exciter werden gleichzeitig durch unkorrelierte Rauschsignale mit einer Bandbreite von 1 kHz für 64 s angeregt. Während dieser Zeit messen alle sechs Sensoren die Schwingungsantwort des Systems. Basierend auf den ermittelten Zeitsignalen werden je Arbeitspunkt in T_s alle 24 Frequenzgänge und ein Zustandsraummodell der Regelstrecke mit ca. 50 Zuständen berechnet. Im Verlauf der Experimente trat in zwei der Messungen ein Fehler am Exciter 4 und am Sensor 6 auf. Um im Folgenden mit einem vollständigen Datensatz zu rechnen, werden diese beiden Kanäle nicht verwendet. Somit schrumpft die zu betrachtende Regelstrecke auf die Dimension 5×3 ($n_y \times n_u$). Eine Zusammenfassung der Ergebnisse ist in Abbildung 2 in Form eines Singulärwert-Diagramms von \mathbf{G} für alle Arbeitspunkte dargestellt. Die Temperaturabhängigkeit des Schwingungsverhaltens des Paneels wird deutlich. Im Allgemeinen lässt sich ein Absinken der Eigenfrequenzen mit zunehmender Temperatur beobachten.

3 Modellbildung

Die in Abbildung 2 zu beobachtende Drift der Eigenfrequenzen ist moderat und nicht sprunghaft. In einem ersten Ansatz [7] ist es gelungen, das temperaturabhängige Schwingungsverhalten durch ein interpoliertes Modell als eine Linearkombination der beiden Randmodelle $\mathbf{G}(22^\circ\text{C})$ und $\mathbf{G}(50^\circ\text{C})$ zu

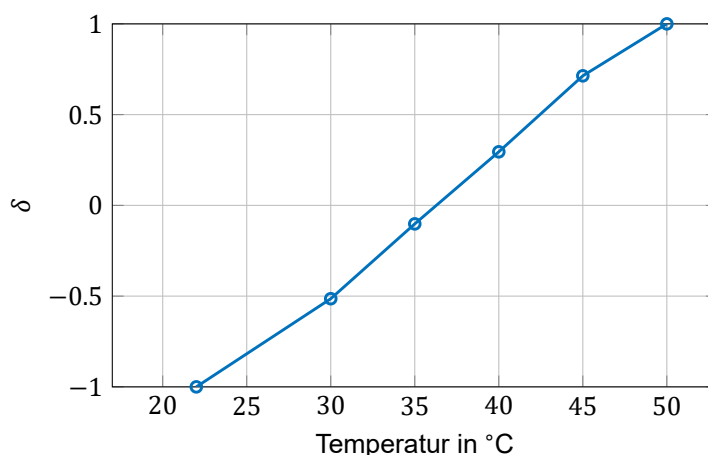


Abbildung 3: Faktor δ als Funktion der Temperatur

beschreiben:

$$\tilde{\mathbf{G}}(T) = \alpha(T)\mathbf{G}(22^\circ\text{C}) + \beta(T)\mathbf{G}(50^\circ\text{C}) \quad \text{mit } \alpha, \beta \in [0; 1] \quad (1)$$

Bei der Berechnung der Faktoren α und β aus den Messdaten zeigte sich ein annähernd linearer Verlauf über der Temperatur T und der Zusammenhang:

$$\alpha(T) + \beta(T) \approx 1. \quad (2)$$

In diesem Artikel wird die Modellbildung fortgesetzt und von denen in [7] genutzten Frequenzgangsmo-
dellen zu Zustandsraummodellen übergegangen. Die annähernd linear abhängigen Variablen α und β
werden von einer einzigen Variablen δ ersetzt. Für die spätere Berechnung der robusten Stabilität der
Regelstrecke [8] unter Verwendung der \mathcal{H}_∞ -Norm ist es vorteilhaft, wenn δ Werte im Intervall $[-1; 1]$
annimmt. Der in diesem Artikel verwendete Ansatz für das interpolierte Modell lautet somit:

$$\tilde{\mathbf{G}}(T) = \frac{1 - \delta(T)}{2} \mathbf{G}(22^\circ\text{C}) + \frac{1 + \delta(T)}{2} \mathbf{G}(50^\circ\text{C}) \quad \text{mit } \delta \in [-1; 1] \quad (3)$$

Der Verlauf von δ über der Temperatur wird anhand der Strecken \mathbf{G} in den Arbeitspunkten T_s ermittelt.
Die Gleichung (3) wird dazu umgeformt in:

$$\underbrace{2\tilde{\mathbf{G}}(T) - \mathbf{G}(22^\circ\text{C}) - \mathbf{G}(50^\circ\text{C})}_{\mathbf{A}(T)} = \underbrace{[-\mathbf{G}(22^\circ\text{C}) + \mathbf{G}(50^\circ\text{C})]}_{\mathbf{B}(T)} \delta(T) \quad (4)$$

Die Lösung der Gleichung (4) für δ geschieht analog zu der in [7] gezeigten. Die Streckenmodelle \mathbf{G} wer-
den als ihre komplexwertigen Übertragungsmatrizen über der Frequenz f an N Stützstellen dargestellt,
wobei f im Intervall $[70; 500]$ Hz liegt. Die Variable δ soll reell sein, daher werden Real- und Imaginärteil
separat aufgeführt, wodurch sich die Anzahl der Gleichungen verdoppelt. Die Lösung für δ wird über
die Bildung der Pseudoinversen $(\dots)^+$ für jeden Arbeitspunkt, ausgenommen der beiden Randpunkte,
bestimmt:

$$\delta(T) = \mathbf{B}^+(T)\mathbf{A}(T) \quad (5)$$

Der berechnete Verlauf von δ über der Temperatur ist in Abbildung 3 dargestellt. Gemäß der Definition
aus (3) nimmt δ für die Randmodelle $\mathbf{G}(22^\circ\text{C})$ und $\mathbf{G}(50^\circ\text{C})$ die Werte -1 bzw. 1 an.

4 Regelung

Im vorherigen Abschnitt ist die Modellierung des temperaturabhängigen Verhaltens der Regelstrecke
mittels zweier Randmodelle gelungen. In der Praxis reduziert sich somit der Modellierungsaufwand auf
die Systemidentifikation dieser beiden Modelle. In gleicher Art und Weise wird die Regelung des Systems

Unterschätzung der Stabilität wird durch die Berücksichtigung der Diagonalstruktur von Δ mit Hilfe eines Verfahrens aus der sogenannten μ -Analyse [10, 11] reduziert. Das Verfahren nutzt die Tatsache, dass mittels einer Skalierungsmatrix \mathbf{D} die \mathcal{H}_∞ -Norm einer Übertragungsmatrix gesenkt werden kann und somit eine genauere Abschätzung der Stabilitätsreserve zulässt:

$$\|\mathbf{D}\mathbf{M}_{11}\mathbf{D}^{-1}\|_\infty < \|\mathbf{M}_{11}\|_\infty \quad (9)$$

Die Skalierungsmatrix \mathbf{D} ist frequenzabhängig und wird im Allgemeinen mit einem Zustandsraummodell angenähert. Die μ -Analyse setzt jedoch voraus, dass \mathbf{D} und Δ kommutativ sind. In diesem Anwendungsfall liegt durch die Reglerumschaltung ein zeitvariantes Δ vor. Zusammen mit einem zeitinvarianten Zustandsraummodell für \mathbf{D} kann dieses Δ nicht kommutativ sein [12]. Abhilfe schafft die Auswahl einer fixen Skalierungsmatrix \mathbf{D} für den gesamten Frequenzbereich. In der Praxis hat sich die Auswahl einer reellen Skalierungsmatrix $\mathbf{D} = \text{diag}(d_1 \mathbf{E}_{n_u \times n_u}, d_2 \mathbf{E}_{n_u \times n_u})$ unter Annahme einer entsprechenden komplexen Blockstruktur für Δ bewährt [9].

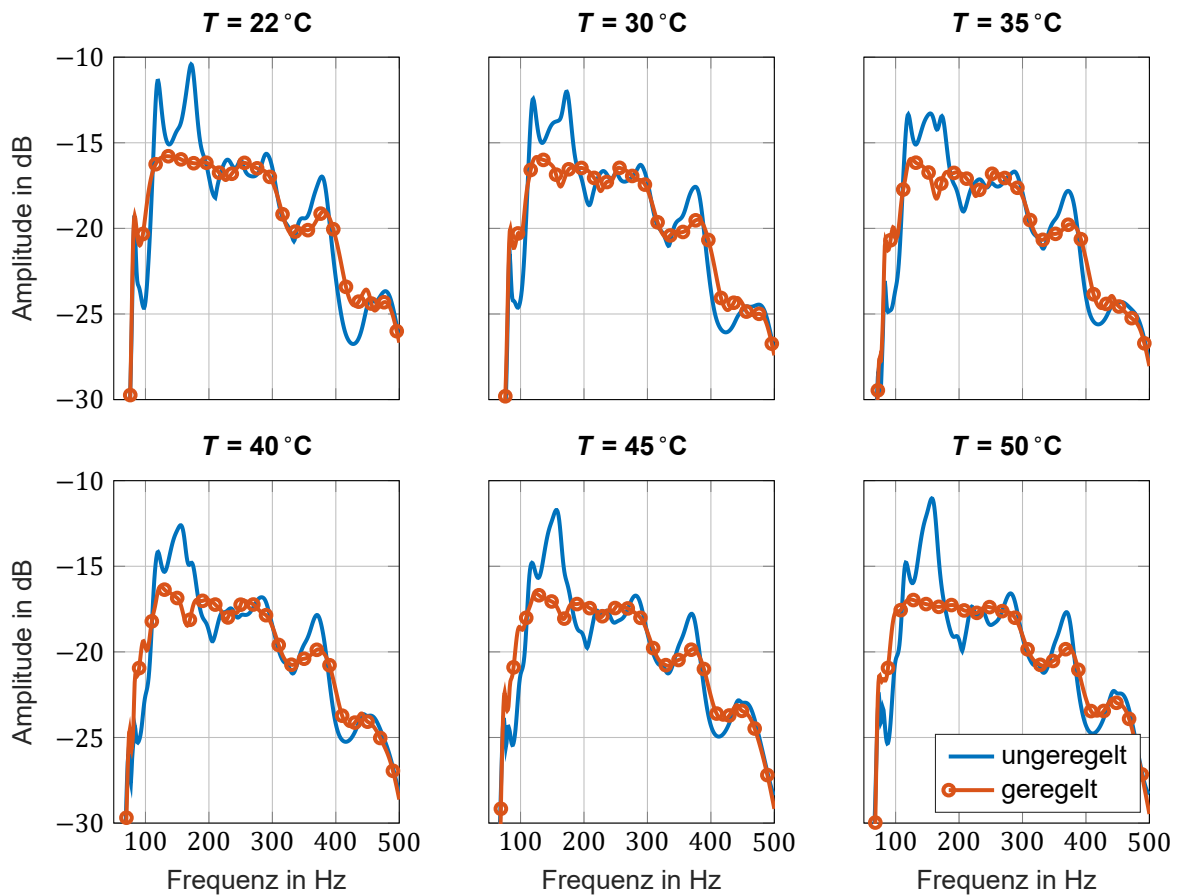


Abbildung 6: Verläufe der maximalen Singulärwerte der unregulierten und der geregelten Strecke $\tilde{\mathbf{G}}$ in allen Arbeitspunkten T_s

Zur Veranschaulichung des Stabilitätsnachweises werden zwei \mathcal{H}_∞ -Regler $\mathbf{R}(22^\circ\text{C})$ und $\mathbf{R}(50^\circ\text{C})$ für die beiden Randmodelle synthetisiert. Das in [9] beschriebene Verfahren zur Reglersynthese stellt alle dafür benötigten Wichtungsfiler anhand zweier Parameter v_{SG} und v_{RS} selbstständig ein. Wobei v_{SG} ein Maß für die Störgrößenreduktion und v_{RS} ein Maß für die Höhe der Stellgröße ist. Für beide Regler werden in diesem Fall die Parameter $v_{SG} = 0,1$ und $v_{RS} = 2,0$ verwendet. Mit den Randmodellen und den entsprechenden Reglern wird die LFT zur Stabilitätsbetrachtung gemäß Abbildung 5 aufgebaut und das Modell \mathbf{M} extrahiert. Der maximale Singulärwert von \mathbf{M}_{11} tritt bei der Frequenz $f_m = 75$ Hz auf. Die oben beschriebene Variante der μ -Analyse liefert für f_m die folgende Skalierungsmatrix:

$$\mathbf{D} = \text{diag}(1,0 \cdot \mathbf{E}_{n_u \times n_u}; 1,5624 \cdot \mathbf{E}_{n_u \times n_u}).$$

Mit ihrer Hilfe berechnet sich die \mathcal{H}_∞ -Norm der skalierten Matrix \mathbf{M}_{11} zu

$$\|\mathbf{D}\mathbf{M}_{11}\mathbf{D}^{-1}\|_\infty = 0,84524 < 1.$$

Die \mathcal{H}_∞ -Norm von Δ ist entsprechend des Intervalls von δ gleich eins, womit $\gamma = 1$ gilt. Somit kann gemäß des Small Gain Theorems die Stabilität des Gain-Scheduling Reglers festgestellt werden. Zu beachten ist hierbei, dass die Stabilitätsreserve aufgrund konservativer Annahmen unterschätzt wird. Die Matrix Δ ist zum einen als komplexe Blockstruktur und nicht als Diagonalmatrix angelegt und zum anderen ist die Änderungsgeschwindigkeit ihrer Elemente δ in diesem Ansatz nicht begrenzt.

Neben der nun nachgewiesenen Stabilität ist die Regelgüte von entscheidender Bedeutung. Zum Abschluss werden daher das unregelte und das geregelte System anhand der Verläufe ihrer maximalen Singulärwerte in allen Arbeitspunkten verglichen, s. Abb. 6. Das geregelte System ist unter der Annahme einer Störgrößenaufschaltung zwischen Regler und Strecke modelliert. In allen sechs Arbeitspunkten stellt sich in den dominierenden Eigenfrequenzen eine Reduktion der Schwingungen von bis zu 7 dB ein.

5 Zusammenfassung & Ausblick

Die in den thermischen Experimenten nachgewiesene Temperaturabhängigkeit des Schwingungsverhaltens des Flugzeugseitenwand-Paneels konnte mittels einer interpolierten Strecke $\tilde{\mathbf{G}}$ modelliert werden. Ein im untersuchten Bereich nahezu linear von der Temperatur abhängiger Parameter δ steuert die Interpolation. Basierend auf diesem Interpolationsansatz ist das Regelungskonzept zur Schwingungsreduktion entworfen. Für jedes der beiden Randmodelle wurde jeweils ein Regler synthetisiert. Analog zu den Strecken steuert der Parameter δ hier auch die Interpolation der Regler. Ein für zwei Regler modifizierter Ansatz aus [9] erlaubt den Stabilitätsnachweis bei zeitinvarianten δ . Am Beispiel der gemessenen Strecken konnte ein Gain-Scheduling Regler synthetisiert und dessen Stabilität bei Umschaltung nachgewiesen werden. Eine abschließende Betrachtung der Regelgüte lieferte gute Ergebnisse in der Schwingungsreduktion für alle Temperaturen in T_s .

Zukünftige Anwendung kann das Verfahren in der Modellierung und Regelung aller Arten von Bauteilen mit variablem Schwingungsverhalten finden. Speziell für den Flugzeugbau ergibt sich durch dieses Verfahren die Möglichkeit den Mess- und Regelaufwand durch die Verwendung der beiden Randmodelle zu reduzieren. In dem vorgestellten Verfahren finden sich ausschließlich Elemente der linearen Regelungstechnik, sodass die Implementierung in einem Echtzeitsystem mit Standardmodulen einfach möglich ist.

6 Danksagung



Dieses Projekt wurde gefördert durch das Horizon 2020 Research and Innovation Programm der Europäischen Union unter der Fördernummer 723167. Die Autoren bedanken sich herzlich bei dem Projektpartner DIEHL AVIATION, Laupheim und den Kollegen der Abteilung Faserverbundtechnologie für die freundliche Unterstützung.

Literaturverzeichnis

- [1] R. Boulandet, M. Michau, P. Micheau, and A. Berry, "Active reduction of sound transmission in aircraft cabins: a smarter use of vibration exciters," in *INTER-NOISE and NOISE-CON Congress and Conference Proceedings*, vol. 249, no. 4. Melbourne, Australia: Institute of Noise Control Engineering, November 2014, pp. 3751–3759.
- [2] I. Dimino and F. Aliabadi, *Active Control of Aircraft Cabin Noise*, ser. Computational and Experimental Methods in Structures – Vol. 7. Imperial College Press, 2015.
- [3] K. Gonet, S. Steeger, S. Algermissen, and V. Lungaho, "Manufacturing aspects of active acoustic lining panels," in *European Conference on Multifunctional Structures (EMuS)*, X. Martinez and H. Schippers, Eds., Juni 2019, pp. 17–23. [Online]. Available: <https://elib.dlr.de/127886/>
- [4] S. Algermissen, M. Misol, A. Kokott, K. Gonet, and V. Lungaho, "Active lining for the reduction of rotor noise," in *Proc. of International Conference on Noise and Vibration Engineering (ISMA)*, W. Desmet, B. Pluymers, D. Moens, and S. Vandemaele., Eds., 2020, pp. 161–172.
- [5] European Organisation for Civil Aviation Equipment (EUROCAE), *EUROCAE ED-14G: Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment*. EUROCAE, 2011.
- [6] M. Misol and S. Algermissen, "Noise reduction results of the ACASIAS active lining panel," in *Proc. of European Conference on Multifunctional Structures (EMuS)*, J. Kos, X. Martinez, and H. Schippers, Eds., 2020, pp. 68–73. [Online]. Available: <https://congress.cimne.com/EMuS2020/docs/EbookEMUS2020.pdf>
- [7] S. Algermissen and M. Misol, "Experimental analysis of the ACASIAS active lining panel," in *Proc. of European Conference on Multifunctional Structures (EMuS)*, J. Kos, X. Martinez, and H. Schippers, Eds., 2020, pp. 56–67. [Online]. Available: <https://congress.cimne.com/EMuS2020/docs/EbookEMUS2020.pdf>
- [8] K. Zhou, *Essentials of Robust Control*. Upper Saddle River, NJ, USA: Prentice Hall, 1998.
- [9] S. Algermissen, "Selbsteinstellende, robuste Regelung von Strukturschwingungen an Parallelrobotern," Forschungsbericht 2010-09, Technische Universität Braunschweig, Braunschweig, 2010, iSSN 1434-8454.
- [10] A. Packard and J. Doyle, "The complex structured singular value," *Automatica*, vol. 29, no. 1, pp. 71–109, 1993.
- [11] A. Packard, J. Doyle, and G. Balas, "Linear, multivariable robust control with a μ perspective," *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, vol. 115, no. 2B, pp. 426–438, 1993. [Online]. Available: <https://doi.org/10.1115/1.2899083>
- [12] J. Teng, "Robust stability and performance analysis with time-varying perturbations," Master's thesis, UC Berkeley, Berkeley, USA, May 1991.=