

Akustische Eigenschaften von Flugzeugstrukturen bei Anregung durch eine turbulente Grenzschicht.

Daniel Redmann¹, Alexander Peiffer

¹ EADS Innovation Works, 81663 München, Email: Daniel.Redmann@eads.net

Einleitung

Die voranschreitende Entwicklung in der Luft- und Raumfahrt, mit höheren Reisegeschwindigkeiten einerseits und effizienteren sowie gleichzeitig leiseren Triebwerken andererseits, führt dazu, dass die turbulente Grenzschicht bei modernen Flugzeugen zu den dominierenden Schallquellen zählt. Für die Voraussage der akustischen Eigenschaften einer Struktur kann somit das Schalldämmmaß bezogen auf die turbulente Grenzschichtanregung als geeignetes Kriterium angesehen werden. Das hier vorgestellte Verfahren kombiniert die Vorteile einer analytischen Beschreibung der Bewegungsgleichung der Struktur mit der Kopplung an verschiedene statistische Anregungsformen (Diffusfeld, turbulente Grenzschicht). Die Verknüpfung wird anhand einer „Joint Acceptance“-Funktion des spektralen Modells eines Druckfeldes realisiert. Mit dieser Methode ist es möglich, unterschiedliche Turbulenzmodelle in die Bestimmung des Transmission Loss zu integrieren und die Ergebnisse miteinander zu vergleichen. Zur Validierung wurde das Verfahren mit AutoSEA-Berechnungen und experimentellen Resultaten verglichen und zeigte dabei eine sehr gute Übereinstimmung.

Bestimmung der Eigenmodfrequenzen

Mit Hilfe von analytischen Ansatzfunktionen zur Beschreibung der Einspannbedingungen und der zu erwartenden Schwingungsformen [1], ist man in der Lage, eine Bewegungsgleichung der Struktur anzugeben. Das Vorgehen basiert dabei auf einer Betrachtung der Energiebilanz nach dem Hamilton-Prinzip (siehe Gleichung (1)).

$$\delta \int_{\tau_1}^{\tau_2} (E_{\text{pot}} - E_{\text{kin}}) d\tau = 0 \quad (1)$$

mit E_{pot} und E_{kin} – potenzielle und kinetische Energie der Struktur im Zeitraum zwischen τ_1 und τ_2 .

Unter Berücksichtigung der Rayleigh-Ritz-Beziehung für die minimale Energie können die bauteilspezifischen Eigenfrequenzen in Abhängigkeit der jeweiligen Modzahlvorgabe ermittelt werden [2].

Bestimmung der abgestrahlten Schalleistung

Bei der Ermittlung der Eigenmoden der Struktur ist es möglich, den modalen Abstrahlgrad σ nach einem Ansatz von Graham [3] zu berechnen (Gleichungen (2) - (3)).

$$\sigma = \text{Re} \{ Z_{mn} \} \quad (2)$$

$$Z_{mn} = \frac{k_0}{4\pi^2} \int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{|S_{mn}(k_x, k_y)|^2}{\sqrt{k_0^2 - k_x^2 - k_y^2}} dk_x dk_y \quad (3)$$

mit Z_{mn} – modale Impedanz, k_0 – Wellenzahl der Luft, k_x und k_y – Wellenzahlen der Struktur in der jeweiligen Richtung. S_{mn} stellt hierbei die so genannte modale Formfunktion der Struktur in einem durch Fourier-Transformation überführtem Wellenzahlraum dar, die die Kopplung zwischen der Struktur und der Anregung beschreibt.

Die „Joint Acceptance“-Funktion der Anregung Φ_{mn} kann anhand der modalen Formfunktion S_{mn} sowie des Wellenzahlspektrums der Anregung \mathcal{E} im Wellenzahlraum wie folgt aufgestellt werden:

$$\Phi_{mn}(k_x, k_y, \omega) = \frac{1}{4\pi^2} \int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} \Psi(k_x, k_y, \omega) \cdot |S_{mn}(k_x, k_y)|^2 dk_x dk_y \quad (4)$$

Die gesamte von der Innenfläche abgestrahlte Leistung kann anstelle des reinen Skalarprodukts zwischen den Eigenvektoren der Schnelle v_1 und des abgestrahlten Druckfeldes p_1 (Gleichung (5)) auch mit Hilfe der akustischen Impedanz S_{mn} und „Joint Acceptance“-Funktion der Anregung Φ_{mn} bestimmt werden (siehe Abbildung 1).

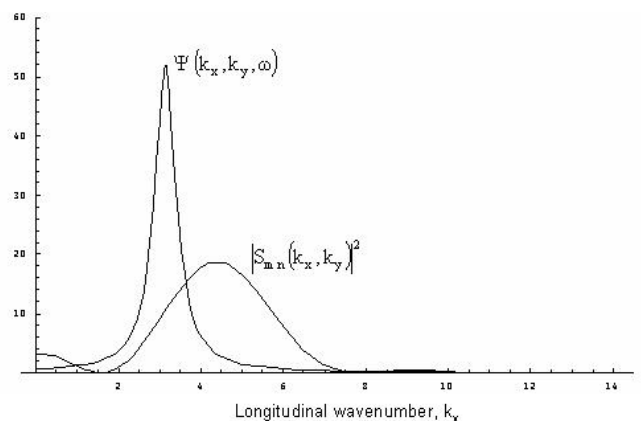


Abbildung 1: Vergleich zwischen der modalen Formfunktion S_{mn} und der Korrelationsfunktion Ψ

$$\Pi_1 = 2 \operatorname{Re} \left\{ \overline{v_1 p_1} \right\} = 2 \frac{\rho_1 c_1}{M \omega} \cdot \operatorname{Re} \left\{ \sum_{mn} \frac{Z_{mn} \Phi_{mn}}{|d_{mn}|^2} \right\} \quad (5)$$

Hierbei ist d_{mn} ein Faktor zur Berücksichtigung der Strukturresonanz.

Wellenzahlspektrum der Anregung

Geeignete Wellenzahl-Frequenz-Spektren realisieren unterschiedliche Anregungsarten. So kann zum Beispiel durch die in Gleichung (6) dargestellte Formulierung eine Diffusfeldanregung angegeben werden. Gleichung (7) gibt die Korrelationsfunktion für eine turbulente Grenzschichtanregung basierend auf dem Corcos-Modell an [4].

$$\Psi_{\text{dif}} = \begin{cases} \frac{2\pi}{k_0 \sqrt{k_0^2 - k_x^2 - k_y^2}}, & \text{für } \sqrt{k_x^2 + k_y^2} < k_0 \\ 0 & \text{für } \sqrt{k_x^2 + k_y^2} > k_0 \end{cases} \quad (6)$$

$$\Psi_{\text{TBL}} = \frac{4 \alpha_x \alpha_y}{k_c^2 \left(\alpha_y^2 + \frac{k_y^2}{k_c^2} \right) \left(\alpha_x^2 + \left(1 - \frac{k_x^2}{k_c^2} \right) \right)} \quad (7)$$

mit k_c – konvektive Wellenzahl der anströmenden Luft und α_x, α_y – experimentelle Abklingkonstanten.

Validierung der Methode

Als Referenz zur Validierung der oben beschriebenen Methode wurden die Berechnungen mit der kommerziellen Software AutoSEA2 sowie Untersuchungen von S. Brühl [5] sowohl für Diffusfeldanregung als auch für eine Anregung durch die turbulente Grenzschicht herangezogen. Als Testpaneel wurde eine offene, einfachgekrümmte Aluminiumstruktur gewählt (siehe Tabelle 1). Die atmosphärischen Bedingungen entsprachen in der Berechnung den Vorgaben nach Tabelle 2.

Länge	L	1,8	[m]
Radius	R	2	[m]
Öffnungswinkel	φ	0,6	[rad]
Dicke	t	8	[mm]
Dichte	ρ	2700	[kg/m ³]
Elastizitätsmodul	E	$6,6 \times 10^{10}$	[N/m ²]
Schubmodul	G	$2,54 \times 10^{10}$	[N/m ²]
Querkontraktionszahl	ν	0,3	[---]

Tabelle 1: Material- und Geometriekennwerte

		Intern	Extern
Flight Level	FL [---]	80	350
Dichte	ρ [kg/m ³]	0,9602	0,3785
Druck	p [Pa]	80802	23774
Schallgeschwindigkeit	c [m/s]	343,00	296,66
Temperatur	T [°C]	20,00	-54,34
Machzahl	Ma [---]	0	0,80

Tabelle 2: atmosphärische Vorgaben

In Abbildung 2 sind die Ergebnisse für die Berechnung des Schalldämmmaßes für verschiedene Berechnungsmethoden sowie Anregungsarten dargestellt.

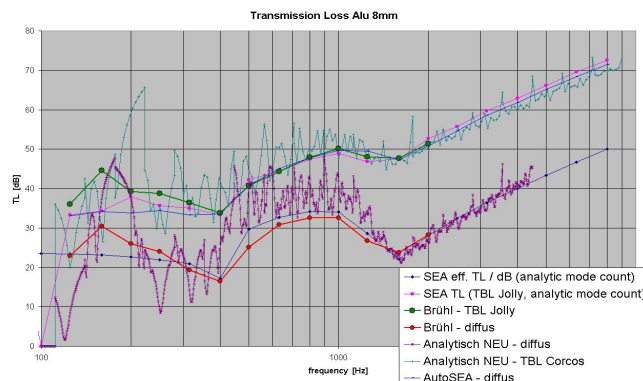


Abbildung 2: Vergleich des Schalldämmmaßes für verschiedene Berechnungsverfahren und Anregungsfälle

Der Vergleich der verschiedenen Verfahren zeigt, dass die vorgestellte Methode sowohl qualitativ als auch quantitativ eine sehr gute Übereinstimmung liefert. Zudem bietet die Methode neben der Gelegenheit für eine schnelle Abschätzung der akustischen Eigenschaften auch die Möglichkeit zur Berücksichtigung von neuartigen, mehrschichtigen, gekrümmten Strukturen (z. B. Sandwich).

Zusammenfassung

Mit Hilfe der hier beschriebenen Methode ist es möglich, ohne Einschränkungen bei der Auswahl des Materials (von isotropen, einschichtigen bis zu orthotropen, mehrschichtigen Werkstoffen), eine schnelle Bestimmung der Eigenmoden, des modalen Abstrahlgrades sowie des Schalldämmmaßes der Struktur durchzuführen. Dieses Verfahren zeichnet sich weiterhin durch eine hohe numerische Stabilität aus, welche aus der Einbeziehung von analytischen Ausdrücken folgt. Es können dabei neben ebenen, flachen Platten auch einfachgekrümmte Paneele unter einfach eingespannten Bedingungen modelliert werden. Durch die Berücksichtigung von „Joint Acceptance“-Funktionen können neben der Diffusfeldanregung auch verschiedene Turbulenzmodelle (Corcos, Ffowcs Williams, Smol'yakov/Tkachenko usw.) ohne großen Aufwand implementiert werden.

Literatur

- [1] A. Leissa, *Vibration of Shells*, Published for the Acoustical Society of America, 1993
- [2] D. Redmann, A. Peiffer, *DAGA 2006*. Analytische Strukturmodellierung bei der Berechnung des Schalldurchgangs in einem Sandwichverbund mittels der SEA-Methode
- [3] W. R. Graham, *Journal of Sound and Vibration* (1997) **206**(4), 541-565. A comparison of models for the wavenumber-frequency spectrum of turbulent boundary layer pressures
- [4] G. Coisin, *Sound from TBL induced vibrations*, ISSN 1103-470X, ISRN KTH/FKT/L--99/35—SE, Stockholm 1999
- [5] S. Brühl, *Theorie Manual TL-tool*, Interner Bericht EADS CRC Germany 2006