

Simulation von Breitbandlärm mit schneller Multipol Randelementmethode und stochastischen Quellen

Nils Reiche¹, Markus Lummer², Roland Ewert³, Jan W. Delfs⁴

¹ *Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR Braunschweig, Email: Nils.Reiche@dlr.de*

² *Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR Braunschweig, Email: Markus.Lummer@dlr.de*

³ *Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR Braunschweig, Email: Roland.Ewert@dlr.de*

⁴ *Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR Braunschweig, Email: Jan.Delfs@dlr.de*

Einleitung

Die turbulente Umströmung von technischen Bauteilen verursacht die Entstehung von breitbandigem Schall. Eine Simulation von Breitbandlärm komplexer, vollmaßstäblicher Geometrien mit konventionellen, hybriden, volumenaufgelösten CAA-Verfahren oder skalen aufgelösten Strömungssimulationen wie Large Eddy Simulations (LES) erfordert einen enormen numerischen Aufwand, soweit geometrische Details bzw. kleine Wellenlängen aufgelöst werden sollen. In dieser Arbeit wird ein Ansatz präsentiert, welcher die „Fast Random Particle Mesh“ (FRPM) Methode [1] zur Quellmodellierung aus synthetischer Turbulenz und das akustische Propagationsverfahren der schnellen Multipol Randelementmethode (FM-BEM) [2] verknüpft und somit ein numerisch hoch effizientes Verfahren bereitstellt.

Simulationen von Vorflügelärm des DLR-F15LS Hochauftriebsflügels in vorangegangenen Arbeiten [3] haben die Leitungsfähigkeit des Verfahrens bereits unter Beweis gestellt. Ebenfalls ist die Anwendung auf komplexe 3D Flügel wie einem A320 ähnlichen Flügel gezeigt worden. In dieser Arbeit soll die Methode auf ein weiteres akustisches Problem, sprich Hinterkantenlärm, angewendet werden. Es wird ein Vergleich mit Ergebnissen aus einem Benchmarktestfall, sowie volumenauflösenden CAA-Simulationen gezeigt. Zunächst werden jedoch die numerischen Grundlagen des Verfahren kurz erläutert.

Simulationsverfahren

Bei dem hier vorgestellten Verfahren handelt es sich um ein hybrides, aeroakustisches Simulationsverfahren, welches die Strömungsakustik im Nachgang an eine Strömungssimulation - hier der Simulation der Reynolds gemittelten Navier-Stokes (RANS) Gleichung - berechnet. Die RANS Simulation liefert Grundströmungs- und Turbulenzinformation zur aeroakustischen Quellmodellierung, die mittels FRPM durch die Generierung von zeitaufgelöster, synthetischer Turbulenz in einem definierten Quellvolumen vorgenommen wird. Die akustische Quelle wird auf der Geometrieoberfläche ausgewertet und als Neumann-Randbedingung für das aeroakustische Propagationsverfahren, welches aus der schnellen Multipol Randelementmethode (FM-BEM) besteht, vorgeschrieben. In den nächsten Teilabschnitten werden die Methoden der FM-BEM und FRPM sowie die Kopplung der beiden Verfahren kurz geschildert.

Schnelle Multipol Randelementmethode

Die Beschreibung der Schallausbreitung für die hier verwendete Randelementmethode (BEM) ist die Helmholtzgleichung für den akustischen Druck \hat{p} :

$$(\nabla^2 + k^2) \hat{p} = 0. \quad (1)$$

Dabei ist ∇^2 der Laplace-Operator, $k = \frac{\omega}{a_0}$ die Wellenzahl, welche sich aus der Kreisfrequenz ω und der Schallgeschwindigkeit a_0 zusammensetzt.

Wird ein konstantes, ruhendes Medium angenommen kann die Helmholtzgleichung allein durch die integrale Beschreibung der Ränder des betrachteten Gebietes gelöst werden. Die allgemeine Lösung für den akustischen Druck $\hat{p}(\mathbf{x})$ an einem beliebigen Punkt \mathbf{x} ergibt sich aus den Druckinformationen auf der dreidimensionalen Geometrieoberfläche Γ und der Freifeld Green'schen Funktion $G_0(\mathbf{x}, \mathbf{y})$ der Helmholtzgleichung:

$$\hat{p}(\mathbf{x}) = \int_{\Gamma_y} \frac{\partial G_0(\mathbf{x}, \mathbf{y})}{\partial n_y} \hat{p}(\mathbf{y}) - \frac{\partial \hat{p}(\mathbf{y})}{\partial n_y} G_0(\mathbf{x}, \mathbf{y}) d\Gamma_y, \quad (2)$$

wobei $\frac{\partial}{\partial n_y}$ die Ableitung nach der Normalenkomponente an der Oberfläche darstellt.

Für den Fall, dass nur eine Neumann Randbedingung $-\frac{\partial \hat{p}(\mathbf{y})}{\partial n_y}$ gegeben - vorliegt und der akustische Druck auf der Oberfläche nicht bekannt ist, wird in einem vorangehenden Schritt der Auswertepunkt auf die Oberfläche gelegt $\mathbf{x} \rightarrow \mathbf{y}$ und somit $\hat{p}(\mathbf{y})$ bestimmt. Bei diesem Schritt wird ein Gleichungssystem mit einer zu invertierenden Systemmatrix A der Größe $N \times N$ aufgestellt, wobei N die Anzahl der Freiheitsgrade angibt, welche proportional zum Flächeninhalt der Oberfläche und f_{max}^2 , der maximal aufgelösten Frequenz, ist. Allein die Speicherung der Matrixelemente erfordert für große, fein aufgelöste Flugzeuggeometrien enorme Hardwareressourcen, welche selbst die heutigen größten Hochleistungsrechner nicht bereitstellen können.

Allerdings kann durch den Einsatz eines iterativen Gleichungssystemlösers, welcher zur Matrix-Vektor Multiplikation auf die „Schnelle Multipol“ (FM) Methode zurückgreift, die Machbarkeit hergestellt werden. Die FM-Methode spaltet die Information des Gleichungssystems in Nah- und Fernfeldanteile, wobei erste exakt berechnet und letztere approximiert werden. Auf diese Weise wird der numerische Aufwand von $\mathcal{O}(M \cdot N^2)$

auf $\mathcal{O}(M \cdot N \log N)$ reduziert. M gibt dabei die Anzahl an Iterationen bis zur Konvergenz des Gleichungssystemslösers an.

Turbulenzmodellierung

Die Quellmodellierung erfolgt mittels der „Fast Random Particle Mesh“ (FRPM) Methode, welche räumlich und zeitlich aufgelöste, synthetische Turbulenz aus den statistischen Vorgaben einer Reynolds gemittelten Navier-Stokes (RANS) Strömungslösung generiert.

Ausgangspunkt für die Modellierung der stochastischen Turbulenz ist zunächst ein räumlich realisiertes, δ -korreliertes weißes Rauschen \mathcal{U} , welches für einen mit der Grundströmung konvektierenden Atlas definiert ist. Numerisch wird das δ -korrelierte Feld (Korrelationslänge $\rightarrow 0$) durch passiv konvektierende Partikel approximiert, wobei der mittlere, freie Abstand zwischen den Partikeln die tatsächlich kleinste Korrelationslänge darstellt. Jedes Partikel trägt - je nach Anzahl der notwendigen stochastischen Variablen - Gauß'sche Zufallszahlen.

Die synthetische Turbulenz in Form einer fluktuierenden Wirbelstärke Ω' ergibt sich dann aus dem räumlichen Filtern der Felder, welche durch die aktuelle Partikelverteilung und den stochastischen Werten jedes Partikel vorgegeben sind, wobei der Filterkern K eine lokal vorgeschriebene Korrelationslänge der Turbulenzstruktur realisiert.

$$\Omega'(\mathbf{y}, t) = A(\mathbf{y}) (K(\mathbf{y}) * \mathcal{U}(\mathbf{y}, t)) \quad (3)$$

Die lokale Skalierung der Wirbelstärke wird über den Parameter A vorgenommen und ergibt sich aus der Varianz der gemittelten Turbulenz aus der RANS.

Oberflächenquellen

Die Kopplung der hydrodynamischen Information aus der Turbulenzrekonstruktion und der akustischen Quelle für die Schallpropagation ist durch das „Splitting Theorems“ nach Goldstein [4] gegeben. Die spektrale Formulierung lautet

$$\frac{\partial \hat{p}}{\partial n} = -i\omega \rho_0 \hat{v}_n, \quad (4)$$

wobei \hat{v}_n gemäß der Argumentation von Howe [5] die wirbelinduzierten Wandnormalengeschwindigkeiten der umströmenden Turbulenz darstellt. ρ_0 ist die mittlere Dichte des Mediums.

Die induzierten Geschwindigkeiten ergeben sich aus den modellierten Wirbelstärken Ω' durch die Lösung einer Poissongleichung für die Stromfunktion $\nabla^2 \Psi = \Omega'$. Sie lassen sich konkret aus der Rotation der Faltung der Green'schen Funktion für den Laplace-Operator G_L mit der Wirbelstärken berechnen:

$$\mathbf{v}'(\mathbf{y}, t) = \nabla_{\mathbf{y}} \times (G_L(\mathbf{y}) * \Omega'(\mathbf{y}, t)). \quad (5)$$

Um weiterhin die numerische Effizienz des gesamten Simulationansatzes zu gewährleisten, wird Gleichung (5) mittels des Faltungstheorems gelöst.

Schlussendlich lassen sich die für Gleichung (4) gesuchten, spektralen wandinduzierten Normalgeschwindigkeiten aus den an der Wand ausgewerteten Normalkomponenten von \mathbf{v}' durch eine zeitliche Fouriertransformation ermitteln:

$$\hat{v}_n(\mathbf{y}, \omega) = \mathcal{F}\{\mathbf{v}'(\mathbf{y}, t) \cdot \mathbf{n}(\mathbf{y})\} \quad (6)$$

Anwendung auf Hinterkantenlärm

In dieser Arbeit wird das in den vorangegangenen Abschnitten vorgestellte Verfahren für das Hinterkanten-schallproblem validiert. Aus dem BANC-III Benchmark Workshop für Hinterkanten-schall liegen Windkanalmessungen [7] sowie eine zweidimensionale Vergleichssimulation unter Anwendung hybrider, volumenauflösender CAA-Verfahren [6] vor. Für die Vergleichbarkeit mit dem Benchmarkfall wird ein möglichst äquivalentes Simulationssetup gewählt.

Setup

Aus dem NACA0012 Profil wird ein Flügelsegment generiert, da die hier genutzte FM-BEM Simulationssoftware nur dreidimensionale Geometrien unterstützt. Die Streckung des Flügelsegments wird auf $\Lambda = 5$ festgelegt. Damit ergibt sich eine quasi zweidimensionale Schallausbreitung bei einer testweise, spannweitig voll korrelierten Quelle.

Die Diskretisierung der Flügeloberfläche, illustriert für die Hinterkantenregion in Abbildung 1, liefert insgesamt 1.6 Millionen Dreiecke. Diese Anzahl resultiert einerseits aus der Anforderung nach einer akustischen Auflösung von $f_{max} = 5kH z$ und der Auflösung der inkompressiblen Quelle an der Hinterkante mit sehr kleinen Elementen.

Die zeitaufgelöste Turbulenz wird in einem zweidimensionalen Schnitt der Profilebene berechnet. Das Quellgebiet an der Hinterkante erstreckt sich über $0.4l_c$ in und $0.12l_c$ quer zur Strömungsrichtung, mit l_c als Sehnenlänge des Profils, siehe rote Box in Abbildung 1.

Die RANS-Strömungslösung für eine Strömungsgeschwindigkeit von $Ma = 0.1664$ und Anstellwinkel von $\alpha = 0^\circ$ ist mit dem DLR Strömungslöser TAU ermittelt worden. Bei dem verwendeten Turbulenzmodell handelt es sich um ein $k-\omega$ Menter-SST Zweigleichungsmodell. Die gemittelte Stärke der Turbulenz ist in Abbildung 1 in Form der kinetischen Energie der Turbulenz k dargestellt.

Simulation

Die Abbildung 2 zeigt die Wirbelstärken der synthetischen Turbulenz zu einem beliebigen Zeitpunkt. Insgesamt werden 40000 Zeitschritte konvektierende Turbulenz berechnet, was einer Realzeit von etwa $t_{real} = 0.3s$ entspricht. Zu jedem Zeitschritt werden die von den Turbulenzwirbeln induzierten Geschwindigkeiten auf den diskreten Geometrieelementen ausgewertet. Diese aufgenommene Zeitreihe dient in spektraler Form als Quelle

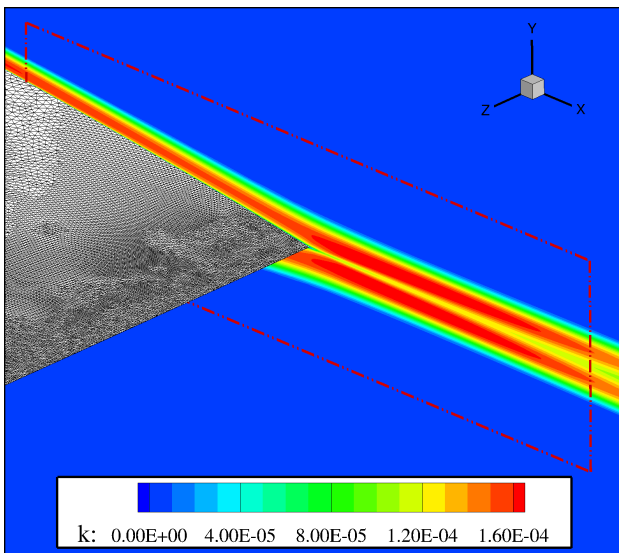


Abbildung 1: Triangulierte Fläche des Flügelsegmentes an der Hinterkante und Strömungslösung mit Darstellung der kinetischen Energie der Turbulenz k . Das Quellgebiet für die Generierung der synthetischen Turbulenz ist durch die rote Box gekennzeichnet.

für die Schallberechnung mittels FM-BEM. Die Abbildung 2 zeigt die voll korrelierte Oberflächenquelle $|\hat{v}_n|$ der zweidimensionalen Turbulenzsimulation für eine repräsentative Frequenz von $f_{20} = 630\text{Hz}$ der insgesamt 60 untersuchten, diskreten Frequenz des Spektrums im Bereich von $f_{\min} = 0.1\text{kHz} < f < f_{\max} = 5\text{kHz}$.

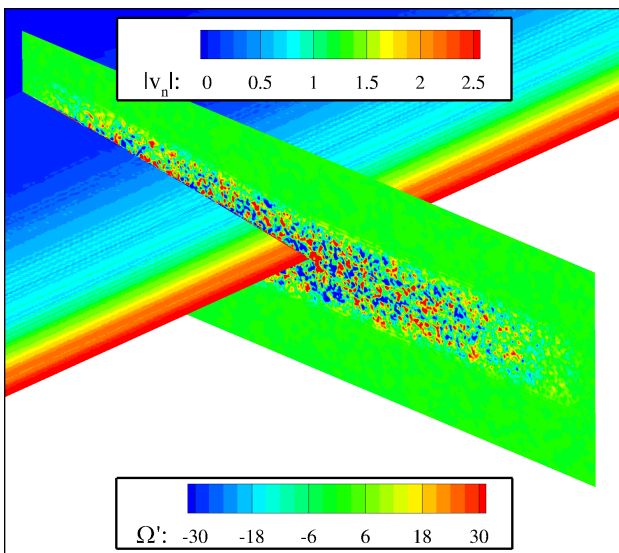


Abbildung 2: Instantanes Feld der Wirbelstärke Ω' der Turbulenz zu einem bestimmten Zeitpunkt und Amplitude der komplexen Oberflächenquelle $|v_n|$ für eine Frequenz von $f_{20} = 630\text{Hz}$.

Für jede Einzelfrequenz erfolgt eine FM-BEM Simulation, welche in einem ersten Schritt die akustische Antwort $\hat{p}(\mathbf{y})$ auf der Flügeloberfläche liefert, siehe Abbildung 3. In einer zweiten FM-BEM Rechnung wird die akustische Schallsignatur, quantifiziert durch den Schalldruckpegel L_p , an Positionen im Fernfeld ausgewertet, welche hier

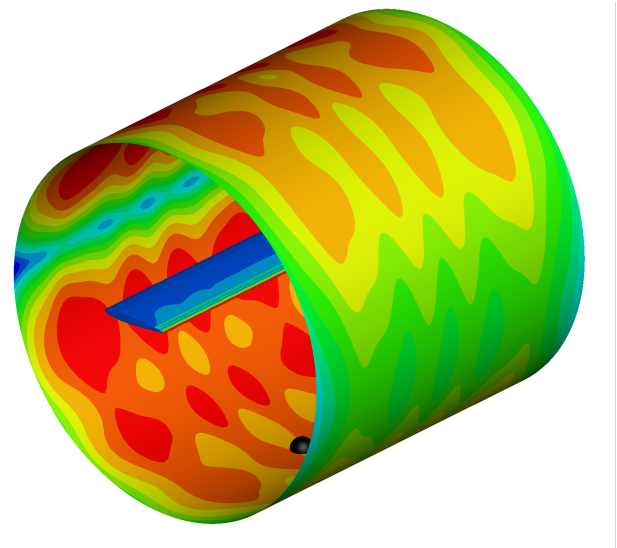


Abbildung 3: Amplitude des akustischen Drucksignals $|\hat{p}(\mathbf{y})|$ auf der Geometrie und Schalldruckpegel L_p auf einem virtuellen Zylinder im Fernfeld.

durch einen Kreiszyylinder dargestellt sind.

Ergebnis

Die Auswerteposition des Schalldruckpegels liegt, wie in Abbildung 3 mit einer schwarzen Kugel gekennzeichnet, mittig auf dem Kreiszyylinder, 90° unterhalb der Hinterkante des Flügels.

Abbildung 4 zeigt das Ergebnis der FRPM/FM-BEM Simulation (rot; durchgezogen). Zum Vergleich sind die Windkanalmessung des BANC-II (schwarz; Linie mit Punkten) und das Simulationsergebnis des BANC-III Workshops (grün; gestrichelt) - eine zweidimensionale, volumenauflösende CAA-Simulation mit Volumenquellen - der FM-BEM Simulation gegenübergestellt. Der Vergleich der Spektren zeigt eine respektable Übereinstimmung im Bereich mittlerer Frequenzen. Allerdings liegt das Maximum der FM-BEM Simulation bei tieferen Frequenzen als bei den beiden Vergleichsspektren und ist überbestimmt.

Für die Verifizierung der Vorgehensweise ist dieselbe Randbedingung aus Gleichung 4 für das volumenauflösende Propagationsverfahren (PIANO) umgesetzt worden. Das dazugehörige Spektrum (blau; Punkt, Punkt gestrichelt) einer zweidimensionalen Simulation trifft neben dem Abfall auch die Lage und Amplitude des Maximums der Windkanaldaten und des Vergleichsspektrums des BANC-III Workshops. Demnach ist das Verfahren zur Einkopplung von Oberflächenquellen valide. Ein möglicher Grund für die Abweichungen der Ergebnisse der FM-BEM Simulation könnte daher ein Effekt des quasi zweidimensionalen Setups sein.

Zusammenfassung

In dieser Arbeit ist ein Verfahren zur aeroakustischen Breitbandlärmsimulation vorgestellt worden, welches durch seine numerische Effizienz ein großes Potential

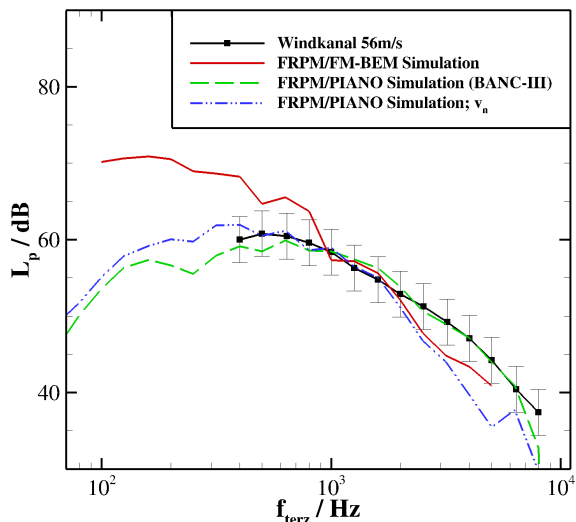


Abbildung 4: Terzbandspektrum des Schalldruckpegels L_p an der Position unterhalb des Flügels auf dem virtuellen Zylinder.

für die Simulation großer, komplexer Geometrien mit hoher Frequenzauflösung bietet. Der hybride Ansatz beinhaltet die Generierung von akustischen Quellen aus stochastischer Turbulenz und die Propagation der Quellen basierend auf einer Randelementmethode. Die Reduktion der Freiheitsgrade auf die Oberfläche sowie die Nutzung der "schnellen Multipol" Methode ist die Basis für die Umsetzung großer Simulationen.

In Ergänzung zu früheren Arbeiten, in welchen das Verfahren bereits erfolgreich zur Vorflügelärmsimulation angewendet worden ist, ist in den obigen Abschnitten die Anwendung der Methode auf Hinterkantenlärm gezeigt worden. Im Vergleich der akustischen Fernfeldspektren mit Spektren aus Windkanalmessdaten sowie hybriden, volumenauflösenden CAA-Verfahren konnte der Verfahrensansatz verifiziert werden. Die Validierung der Ergebnisse zeigt neben guten Übereinstimmungen in mittleren und höheren Frequenzbereichen der Spektren Abweichungen bei tiefen Frequenzen. In einer ersten Vermutung lassen sich diese auf das quasi-zweidimensionale Setup der Simulation zurückführen.

Literatur

- [1] Ewert, R. et al.: CAA broadband noise prediction for aeroacoustic design. *Journal of Sound and Vibration*, 2011, Vol. 330, No. 17, 4139-4160.
- [2] Lummer, M. et al.: Validation of a Model for Open Rotor Noise Predictions and Calculation of Shielding Effects using a Fast BEM. 19th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2013, 2096.
- [3] Reiche, N. et al.: Towards high-lift noise from Fast Multipole BEM with anisotropic synthetic turbulence sources. 21st AIAA Aeroacoustics Conference, 2015.
- [4] Goldstein, M.: *Aeroacoustics*. McGraw-Hill International Book Company, 1976.

- [5] Howe, M.: Trailing edge noise at low Mach numbers. *Journal of Sound and Vibration*, 1999, Vol. 225, No. 2, 211-238.
- [6] Rautmann, C. et al.: Generic Airfoil Trailing-Edge Noise Prediction using Stochastic Sources from Synthetic Turbulence. 20th AIAA Aeroacoustics Conference 2014.
- [7] Herr, M. et al.: Workshop Category 1: Trailing-Edge Noise. Problem Statement for the AIAA/CEAS Second Workshop on Benchmark Problems for Airframe Noise Computations (BANC-II): June 7-8 2012, Colorado Springs, Colorado, USA 2012.