

# Schallabschattung von Triebwerkslärm durch ein Hochauftriebssystem bei komplexer dreidimensionaler Strömung

Jürgen Dierke<sup>1</sup>, Roland Ewert<sup>1</sup>

<sup>1</sup> *Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR-Braunschweig, 38108 Braunschweig, Deutschland, juergen.dierke@dlr.de*

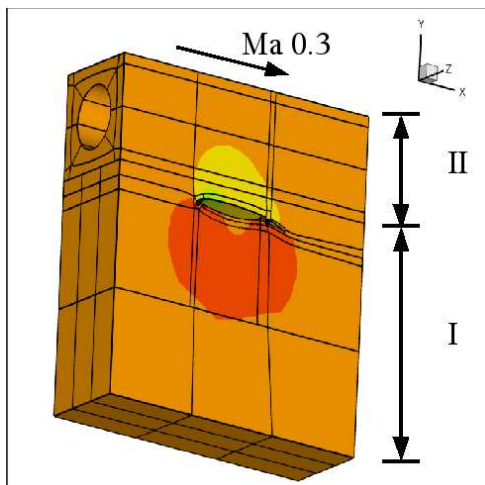
## Einleitung

Der Entwurf leiserer Flugzeuge ist wichtig, um das Wachstum von Flughäfen auch in der Zukunft zu ermöglichen. Triebwerkslärm ist immer noch die Hauptlärmquelle beim Start. Um die Schallemission zum Boden bei landenden und startenden Flugzeugen zu verringern, werden unter anderem schallabschattende Flugzeugkonfigurationen mit Hilfe numerischer Schallausbreitungsrechnungen untersucht. In dieser Arbeit soll der Einfluss inhomogener Strömungen auf die Abschattung untersucht werden. Dies geschieht über einen Vergleich der Abschattung mit und ohne Strömung. In der Simulation wird der von einem Triebwerk abgestrahlte Schall als vorgegebene Quelle in die inhomogene Strömung des Rechengebietes eingekoppelt und die Schallausbreitung mit dem vom DLR entwickelten Comp. Aeroacoustics (CAA) Code PIANO [4] berechnet.

In diesem Beitrag wird über den derzeitigen Stand der Arbeiten berichtet. Eingegangen wird auf die

- Rechengitter und Grundströmung
- Schallausbreitung in 3-dimensionaler Strömung,
- Einkopplung Triebwerkslärm über Randbedingung

## Rechengitter und Grundströmung



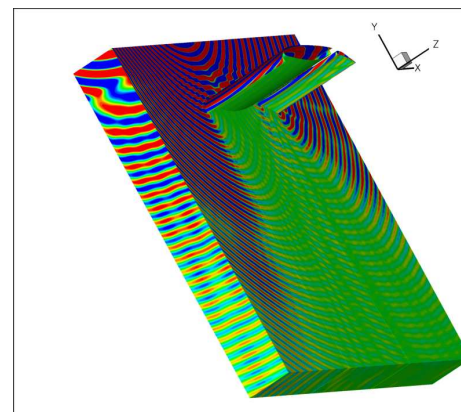
**Abbildung 1:** Topologie und Grundströmung (Druck) für ein 3-Element-Hochauftriebsflügel; der Hohlzylinder über dem Hochauftriebsflügel kennzeichnet die Oberfläche, über die vorgegebene Triebwerkstöne eingekoppelt werden

Bei den Studien wird ein ungepfeilter Flügel betrachtet. Die mittlere Strömung um das Profil wurde mit dem CFD-Löser TAU berechnet. Das Gebiet um das

Profil wird zunächst zweidimensional in der x-y-Ebene (Bild 1) vernetzt. Die RANS-Lösung mit den mittleren Strömungsgrößen wurde auf das CAA Gitter interpoliert. Translation des 2D-Gitters in Spannweitenrichtung erzeugt das benötigte 3D-Gitter mit Grundströmung in dem durch I markiertem Bereich in Bild 1. Der Triebwerksbereich (Bereich II in Bild 1) wird zweidimensional in der y-z-Ebene vernetzt, durch Translation in Strömungsrichtung ausgedehnt und anschließend die Grundströmung interpoliert. Beide Gitter müssen abschliessend zu dem Gesamtgitter zusammengefügt werden. Um die anvisierte Frequenz von ca.  $12kHz$  aufzulösen wurden bei einem Rechengebiet von  $2.7c \times 4c \times 1c$  ( $c =$  Sehnenlänge) ca. 12 Millionen Gitterpunkte benötigt.

## Schallausbreitung

Die Schallausbreitung wird mit dem vom DLR entwickelten CAA-Code PIANO [4] berechnet. PIANO löst die linearisierten Eulergleichungen (LEE) mit Hilfe des DRP-Verfahrens[3] auf strukturierten Gittern. Örtliche Ableitungen werden mit einem 7-Punkte-Differenzenmolekül angenähert und die Zeitintegration wird mit einem 4-stufigen Runge-Kutta-Verfahren (LDDRK [2]) realisiert. Die Schallausbreitung ist probeweise mit dem oben be-



**Abbildung 2:** 3D-Testrechnung (Ma 0.3); Monopol über Spongelayern eingekoppelt. Im Druckkonturplot zu erkennen sind Beugungseffekte

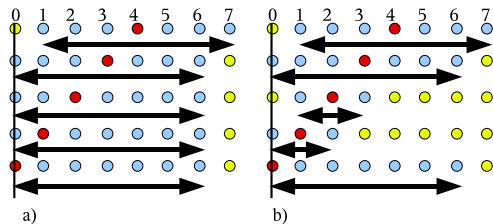
schriebenen Gitter ohne den Triebwerksbereich gerechnet worden. Als Test ist ein Monopol über eine Zwangsfunktion in einer Dämpfungsschicht als Quelle in das CAA-Gebiet eingebracht worden. In der Dämpfungsschicht wird die analytische Monopollösung als Zwangsfunktion eingekoppelt. Bild 2 zeigt das Schallfeld der Monopollösung mit Flügel.

## Einkopplung der Triebwerksmoden

Da die vom Triebwerk abgestrahlten Schallwellen aus einer vorherigen Simulation nur als Oberflächendaten vorliegen, konnte ein Dämpfungsschicht basiertes Kopplungskonzept nicht eingesetzt werden. Benötigt wird eine nichtreflektierende Randbedingung (RBD) über die in das Rechengebiet einlaufende Wellen in komplexe Strömung einkoppeln werden können. Die Information der einlaufenden Wellen ist nur über den Schwankungsdruck  $p'$  und die normalen Druckableitung  $\frac{\partial p}{\partial n}$  auf der Zylinderoberfläche gegeben.

## Thompson Randbedingung

Zur Oberflächeneinkopplung von akustischen Wellen wird hier die nichtreflektierende RBD nach Thompson [1] betrachtet. Die linearisierten Eulergleichungen werden in ein- und auslaufenden Wellen zerlegt. Die Möglichkeit einlaufende Wellen vorschreiben zu können macht die Bedingung ideal für den vorliegenden Fall. Zunächst wurde für die RBD mit einer standardmässigen DRP-Randbehandlung kombiniert. Bild 3 a) zeigt schematisch die Ableitungsberechnung normal zur Wand (Position "0") für die ersten fünf wandnahen Punkte. Die rot gefärbten Punkte markieren die Ableitungsposition, blaue die benachbarten Punkte, die zur Differenzbildung genutzt werden. Spezielle Sorgfalt wird bei der Im-



**Abbildung 3:** Rechengebietsrand, kritische Punkte 1 und 2 sind nicht mit symmetrischem 7-Punkte-Molekülen (a) zu berechnen; b) kompakte Behandlung

plementierung der RBD in einen DRP basierten Code benötigt. Wir vermuten, dass die einlaufenden Wellen in den Randbereichen für das unsymmetrische DRP-Molekül in den Ebenen "1" und "2" zu numerisch instabilen "Downwind"-Differenzen führt.

## Kompaktes finite Differenzen Schema

Zur Vermeidung von "Downwind"-Differenzen wurde eine modifizierte RBD entwickelt, die auf der Verwendung kompakter finiter Differenzen für die ersten zwei randnahen Punktschichten basiert. Ein kompaktes finites Differenzenschema vierter Ordnung nach Gl.(1) benötigt nur ein 3-Punkte-Differenzenmolekül, aber zusätzlich zu den Funktionswerten auch deren Ableitung.

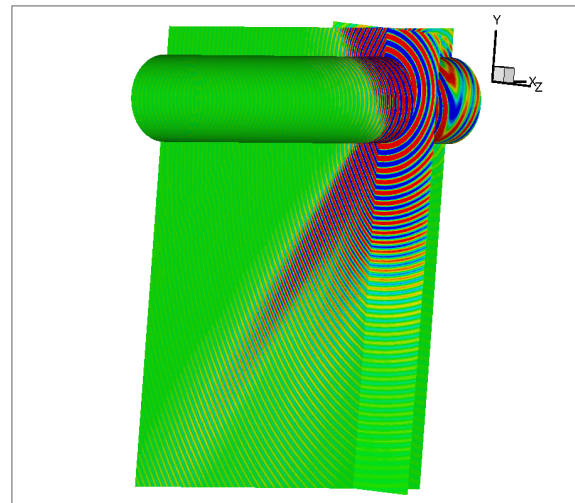
$$a_1 f'_{l+1} + f'_l + a_1 f'_{l-1} = b_1 \frac{f_{l+1} - f_{l-1}}{2\Delta x} \quad (1)$$

Da das räumlich-spektrale Auflösungsvermögen eines DRP Verfahrens und eines kompakten Verfahrens 4ter Ordnung ähnlich ist, wurden beide Verfahren miteinander kombiniert. Die ersten beiden Punkte im Recheng-

biet werden mit dem kompakten Schema mit symmetrischem Molekül gerechnet. Für die Punkte der Schicht "1" und "2" würde eine Diskretisierung mit schiefssymmetrischen DRP Molekülen zu Downwind-Differenzen führen. Für diese Punkte wird eine kompakte Diskretisierung nach Gl.(1) eingeführt, die zentral für die Schichten "1" und "2" formuliert werden kann (Bild 3), sofern der Funktionswert  $f_0$  und Randnormalenableitung  $f'_0$  für die Randschicht "0" gegeben ist. Diese Größen können mit der Thompson-RBD mit Hilfe von einseitigen DRP Molekülen stabil berechnet werden.

## Ergebnisse

3D Tests zeigen, dass die Einkopplung von Lösungen funktioniert. In Bild 4 ist eine Triebwerksquelle über die Thompson-RBD mit DRP-Randbehandlung eingekoppelt worden. Abstrahlungskeulen des Fans sind zu erkennen. Die Implementierung des kompakten Differenzenschema ist noch nicht abgeschlossen worden. Erste Test auf einem 3D 1-Block Gitter bestätigen jedoch die numerisch stabile Funktion.



**Abbildung 4:** Modeneinkopplungstest in eine 3D Strömung (Ma 0.3). Einkopplung erfolgt über Thompson-RBD

## Literatur

- [1] Thompson, Kevin W.: Time-Dependent Boundary Conditions for Hyperbolic Systems. *Journal of Computational Physics* 68 (1987), 1-24
- [2] Hu, F. Q., Hussaini, M.Y., Manthey, J. L., Low-dissipation and low-dispersion Runge-Kutta schemes for computational acoustics. *Journal of Computational Physics*, 124:177-191, 1996
- [3] Tam, C.K.W., Webb, J. C., Dispersion-relation-preserving finite difference schemes for computational acoustics. *Journal of Computational Physics*, 107:262-281, 1992
- [4] Delfs, Jan W. et. al.: Numerical Simulation of Aerodynamic Noise with DLR's aeroacoustic code PIANO, DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik Braunschweig