

## Anwendung des hybriden APE Lölers DISCO++ zur Berechnung von Schallabstrahlung auf unstrukturierten Gittern

Lev Liberson<sup>1</sup>, Markus Lummer<sup>2</sup>, Roland Ewert<sup>3</sup> und Jan W. Delfs<sup>4</sup>

*Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR)*

*Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,*

*Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, Deutschland*

*Email: <sup>1</sup>lev.liberson@dlr.de, <sup>2</sup>markus.lummer@dlr.de, <sup>3</sup>roland.ewert@dlr.de, <sup>4</sup>jan.delfs@dlr.de*

### Einleitung

Bei der Entwicklung moderner Ventilatoren stellt die Strömungssimulation mittlerweile einen festen Bestandteil der Prozesskette dar. Neben der Verbesserung aerodynamischer Eigenschaften spielt auch die Optimierung hinsichtlich geringer Geräuschemission verstärkt eine Rolle. Für einen geräuschoptimierten Entwurf sind effiziente Auslegungs- und Entwurfsverfahren zur numerischen Simulation der Schallabstrahlung von Ventilatoren notwendig. Ein hybrides Computational Aeroacoustics (CAA) Verfahren wird am DLR untersucht, das auf dem CAA-Löser DISCO++ [6] und stochastischen Wirbelschallquellen basiert.

Bei der Entstehung von Schall an einem Ventilator sind insbesondere dreidimensionale Effekte von Bedeutung. Ein Beispiel hierfür stellt der Kopfspalt zwischen Ventilatorschaufeln und Gehäuse dar. Eine effiziente Möglichkeit zur Vernetzung solcher komplexer, dreidimensionaler Geometrien bieten unstrukturierte Rechenetze bestehend aus Tetraederelementen. Auf dem Rechenetz werden lineare akustischen Störungsgleichungen (APE) [2] mittels des Discontinuous Galerkin (DG) Verfahrens gelöst.

Die Arbeit gliedert sich wie folgt: Zunächst erfolgt eine kurze Beschreibung des CAA-Codes DISCO++ sowie der stochastischen Quelltermgenerierung. Nachfolgend werden Simulationsergebnisse für das Hinterkantengeräusch von einer Profilhinterkante vorgestellt. Im Anschluss werden erste Simulationsergebnisse zur Bestimmung des Kopfspalteinflusses an einem zwischen Platten eingespannten, angeströmten Flügel, basierend auf dem experimentellen Aufbau von Grillat et. al. [4], präsentiert und Messergebnissen gegenübergestellt.

### Methode

Das eingesetzte Verfahren zur Berechnung von Schallentstehung und Ausbreitung beruht auf einem, aus zwei Schritten bestehenden, hybriden Ansatz. Hierbei wird in einem ersten Schritt eine stationäre RANS Lösung des Umströmungsproblems erzeugt, auf deren Basis instationäre, stochastische Quellen mittels des Quellmodells FRPM (Fast Random Particle Mesh Method) [3] rekonstruiert werden. Die RANS liefert hierzu statistische Turbulenzgrößen, wie die spezifische turbulente kinetische Energie  $k_t$  und die spezifische turbulente Dissipation  $\omega$ , mit deren Hilfe dann instationäre Geschwindigkeitsfluk-

tuationen berechnet werden. Diese dienen als Quellterm der APE. Die Quellrekonstruktion erfolgt lokal begrenzt auf einem kartesischen Hilfsgitter. Somit können einzelne Quellbereiche gesondert betrachtet werden, sowie der Berechnungsaufwand reduziert werden. Im folgenden Schritt wird die Schallausbreitung durch DISCO++ im Zeitbereich berechnet.

Der CAA-Code DISCO++ verwendet für die zeitliche Diskretisierung des APE-Gleichungssystems ein explizites Runge-Kutta-Verfahren vierter Ordnung. Die Bestimmung der räumlichen Gradienten erfolgt mittels des Discontinuous Galerkin (DG) Verfahrens, welches Ähnlichkeiten sowohl mit der Finiten-Elemente-, als auch mit der Finiten-Volumen-Methode aufweist. Das Rechengebiet zu Beginn der Simulation in nichtüberlappende Gitterelemente zerlegt. Auf diesen werden sämtliche Variablen des Gleichungssystems mittels eines Polynomansatzes beschrieben, indem Basispolynome an ausgewählten Stützstellen („Nodes“) ausgewertet werden. Im vorliegenden Fall werden die Lagrange-Polynome dritten Grades als Ansatzfunktionen auf Tetraederelementen verwendet, wobei 20 Stützstellen benötigt werden. Anders als bei der FEM, sind die Ansatzfunktionen auf das Element begrenzt, so dass prinzipiell Unstetigkeiten zwischen den Elementen auftreten können. Elementweise Ansatzfunktionen führen zu einer entkoppelten Massenmatrix, was die Lösung vereinfacht. Die Kopplung erfolgt daher an den Seitenflächen der Tetraeder durch eine Flussformulierung, welche mittels rechts- sowie linksseitigen Werte der Polynome gebildet wird.

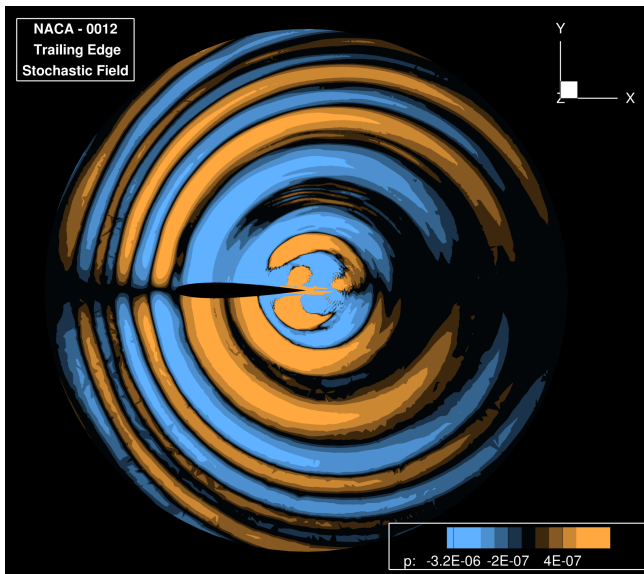
Ein quadraturfreies DG-Verfahren wird verwendet, wodurch keine aufwändige numerische Integration durchgeführt werden muss. Die Implementierung ist mittels der Programmiersprache C++ durchgeführt, wobei sowohl Prozess- wie auch Threadparallelisierung zum Einsatz kommt.

### Validierungsfall - Hinterkantenschall

Als ein Validierungsfall für DISCO++ wird die dreidimensionale Schallabstrahlung eines Rechteckflügels mit NACA0012 Profil simuliert und mit Messdaten verglichen. Die Problemstellung entspricht hierbei den Vorgaben des test-case #1 des „Second Workshop on Benchmark Problems for Airframe Noise Computations“ (BANC-II) [5], die Messdaten sind ebenfalls dieser Quelle entnommen.

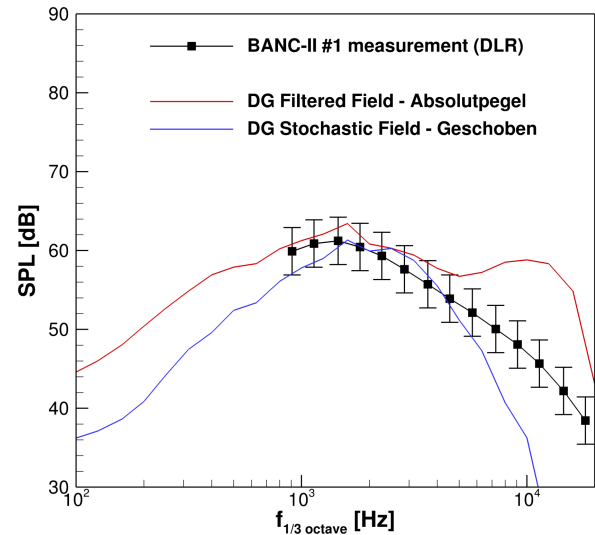
Der ausgewählte Fall bezieht sich auf einen Anstellwinkel von  $\alpha = 0^\circ$  und eine Anströmmachzahl von  $Ma = 0.1664$ . Die Reynoldszahl, bezogen auf die Sehnenlänge von  $l_c = 0.4$  m beträgt  $Re_c = 1.5 \cdot 10^6$ . Die Bestimmung der Schalldruckpegel-Terzbandspektren erfolgt in einem Abstand von 2.5 Sehnenlängen senkrecht zur dieser, oberhalb der Hinterkante.

Die Simulation wurde auf einem Rechengitter mit  $n_{\text{Tet}} = 9.2 \cdot 10^5$  Tetraedern durchgeführt. Es wurde  $T_{\text{real}} = 81$  ms Realzeit zu simuliert - bei  $T_{\text{CPU}} = 6500$  h CPU-Stunden Rechenaufwand. Das Ergebnis der Simulation ist in Abb. 1 als ebener Schnitt durch das instantane Feld des fluktuierenden Schalldrucks  $p'$  dargestellt. Deutlich zu erkennen ist die konzentrische Ausbreitung der Schallwellen ausgehend von der Profilhinterkante, welche die hauptsächliche Schallquelle darstellt. Die Quelle weist Dipolcharakter auf, da sich das Druckfeld auf der Profilober- sowie Profilunterseite gegenphasig ausbildet. Charakteristisch für Hinterkantenschall entsteht somit entlang der Profilsehne ein akustischer Kurzschluss, sodass in dieser Richtung keine Schallabstrahlung stattfindet. Des Weiteren ist der Einfluss der Strömungskonvektion anhand der Stauchung der Schallwellen stromauf, sowie der Streckung jener stromab zu erkennen.



**Abbildung 1:** Ebener Schnitt durch das instantane Schalldruckfeld der NACA0012 Hinterkantensimulation.

In Abb. 2 ist die spektrale Auswertung zweier Hinterkantenschall-Simulationen als Terzbandspektrum des Schalldruckpegels  $SPL$  dargestellt. Es werden zwei Simulationen mit unterschiedlichen Einstellungsparameter für die stochastische Quellrekonstruktion, „Filtered Field“ und „Stochastic Field“, mit dem gemessenen Spektrum verglichen. Für „Filtered Field“ ist ab der Auflösungsgrenze von  $f_{\text{max}} \approx 5$  kHz ein Pegelanstieg im hochfrequenten Bereich festzustellen, wobei es sich um nicht-physikalischen Störschall handelt. Wie die Ergebnisse jedoch belegen, ermöglicht „Filtered Field“ eine Vorhersage der Absolutpegel, welche über einen wei-



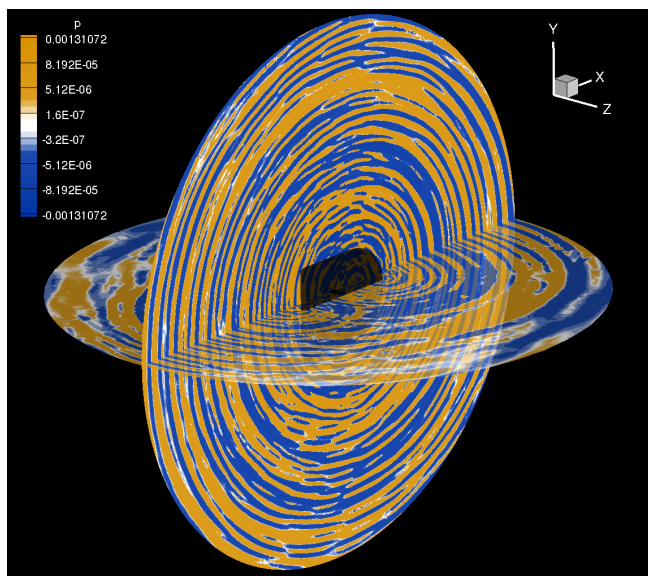
**Abbildung 2:** Terzbandspektren des Schalldruckpegels  $SPL$  in dB, dargestellt für zwei DISCO++ Simulationen der NACA0012 Hinterkantenschallabstrahlung - Vergleich mit Windkanal-Messdaten.

ten Frequenzbereich innerhalb der Messgenauigkeit von  $\Delta_{\text{meas}} = \pm 3$  dB liegt. Das Auftreten von Störschall kann mittels der Option „Stochastic Field“ eliminiert werden, in diesem Fall wird der Absolutpegel jedoch nicht exakt vorhergesagt, die Spektren entsprechender Simulationen müssen um einen dB-Offset korrigiert werden. Folgende Simulationen sind mit „Stochastic Field“ durchgeführt worden, eine entsprechende Korrektur der Schalldruckpegel in den Auswertungen wurde durchgeführt. Für Details der Quellformulierung sei auf [1] verwiesen.

### Simulationsfall - „Lyon“-Experiment

Zur Untersuchung des Einflusses eines Kopfspaltes zwischen Ventilatorschaufel und Gehäuse wurde im Windkanal der Ecole Central de Lyon ein experimenteller Aufbau entwickelt, welcher in [4] beschrieben ist. Es handelt sich dabei um zwei ebene Platten in einem Abstand von  $H = 200$  mm, zwischen denen ein Rechteckflügel (NACA5510 Profil, Sehnenlänge  $l_c = 200$  mm, Spannweite  $s = 200$  mm) angebracht ist. Der Kopfspalt wird erzeugt, indem der Flügel von der unteren Platte abgehoben wird. Der Plattenabstand bleibt dabei konstant. Im Zuge des Experimentes wird die Anströmgeschwindigkeit  $U_0$ , der Anstellwinkel  $\alpha$ , sowie der Kopfspalt  $h$  variiert. Spektren des Schalldruckpegels  $SPL$  sind in einem Abstand von  $R_{\text{mic}} = 1.7$  m kreisförmig um die Flügelvorderkante vermessen.

Im Folgenden werden DISCO++ Nachrechnungen für zwei Experimentkonfigurationen präsentiert, wobei die Kopfspaltgrößen,  $h = 0$  mm sowie  $h = 10$  mm ausgewählt wurden. Die Anströmgeschwindigkeit beträgt  $U_0 = 70 \frac{\text{m}}{\text{s}}$ , der geometrische Anstellwinkel  $\alpha = 15^\circ$  bei einer Reynoldszahl von  $Re_c = 9.6 \cdot 10^5$ . Die ausgewerteten Mikrofonspositionen sind jeweils druckseitig sowie saugseitig senkrecht zur Profilsehne angeordnet. Der Abstand im Simulationsaufbau entspricht dem Radius des



**Abbildung 3:** Zwei ebene Schnitte durch das instantane Druckfeld für den Fall der Kopfspalt-Schallquelle.

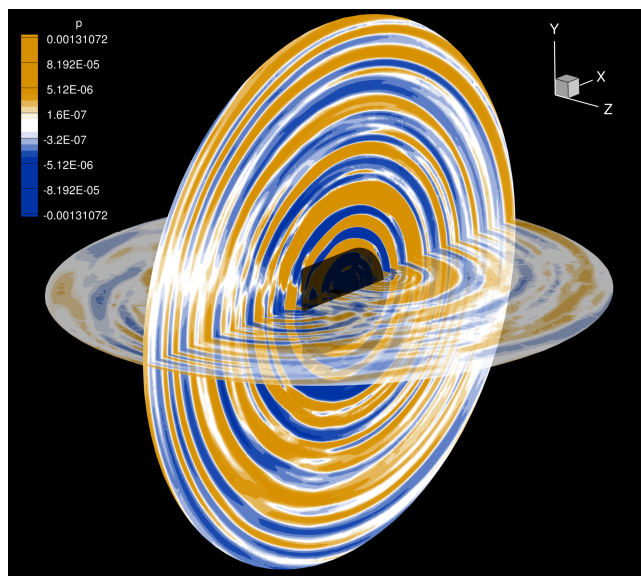
Messmikrofonkreises,  $R_{\text{sim-mic}} = 1.7$  m. Die Rechengitter beider Konfigurationen enthalten ca.  $n_{\text{Tet}} = 1.2 \cdot 10^6$  Tetraeder. Es wurde  $T_{\text{real}} = 95$  ms Realzeit simuliert - bei  $T_{\text{CPU}} = 10^4$  CPU-Stunden Rechenaufwand.

Im Falle des Kopfspaltabstandes von  $h = 10$  mm bildet sich im Spaltbereich stromab ein Wirbel aus, welcher mit der Flügelgeometrie interagiert. Zusätzlich ist an dieser Stelle die spezifische turbulente kinetische Energie  $k_t$  besonders hoch, weswegen für diese Konfiguration die Wirbel-Geometrie-Interaktion als dominante Schallquelle angenommen wird. Das FRPM-Quellrekonstruktionsgebiet ist entsprechend in diesem Bereich angeordnet.

Abb. 3 zeigt das Schalldruckfeld in zwei ebenen Schnitten durch das kugelförmige DISCO++-Simulationsgebiet (Ausdehnung von  $R_{\text{max}} = 2$  m um Mittelpunkt Flügelvorderkante). Konzentrische Schallwellen breiten sich in alle Richtungen gleichermaßen aus dem Raum zwischen den Platten aus, wobei Beugungseffekte an den Plattenrändern zu beobachten sind. Das Schallfeld weist einen hochfrequenten Charakter auf.

Für den Fall ohne Kopfspalt,  $h = 0$  mm, wird die Profilhinterkante als dominante Schallquelle angenommen. Das rechteckige Quellrekonstruktionsgebiet wird daher über den gesamten, vertikalen Plattenabstand entlang der Hinterkante angeordnet. Das simulierte Schalldruckfeld ist in Abb. 4 abgebildet. Eine deutliche Ähnlichkeit zum NACA0012 Hinterkantenfall (Abb. 1) ist festzustellen. Der Dipolcharakter der Schallquelle ist erkennbar - die Richtung, in welcher keine Schallabstrahlung stattfindet, entspricht der Richtung der angestellten Profilschneide. Die Struktur des Schallwellen sind größer als bei der Kopfspalt-Konfiguration, der maximale Schalldruckpegel hingegen geringer.

Die Auswertung des saugseitigen Mikrofons, sowie der Vergleich mit der entsprechenden Messposition, sind in



**Abbildung 4:** Zwei ebene Schnitte durch das instantane Druckfeld für den Fall der Hinterkanten-Schallquelle.

Abb. 5 aufgeführt. Gezeigt sind die Schmalbandspektren des Schalldruckpegels für beide Kopfspaltkonfigurationen. Erkenntnisse aus der Betrachtung der instantanen Schalldruckfelder bestätigen sich; Während die Kopfspaltquelle im Hochfrequenten ihr Pegelmaximum erreicht, liegt dasjenige im Falle der Hinterkante bei wesentlich niedrigeren Frequenzen. Im Vergleich mit den Simulationsergebnissen ist ein deutlicher Pegelunterschied zwischen Kopfspaltschallquelle und Hinterkantenschallquelle erkennbar. Hierbei ist für beide Spektren eine Anpassung der Schalldruckpegel gewählt worden, sodass die Kopfspaltsimulation im hochfrequenten Bereich mit der Messung zur Deckung kommt. Die gemessenen Spektren hingegen zeigen nur eine sehr geringe Differenz zwischen beiden Konfigurationen.

Ein Deutungsversuch der Diskrepanz zwischen Simulation und Messung wird in Abb. 6 dargeboten. Entgegen der Vermutung, dass bei geschlossenem Kopfspalt die Hinterkante als dominante Schallquelle agiert, wird die Präsenz einer weiteren Schallquelle im Experiment angenommen („Background“). In Relation zu dieser ist der Einfluss der Hinterkante irrelevant, das Hinterkantengeräusch wird vollständig überdeckt. Für die hypothetische Schallquelle wird ein Spektrum, ausgehend vom abfallenden Charakter der gemessenen Verläufe, angenommen und anschließend mit dem simulierten Spektrum der Kopfspaltsimulation energetisch addiert.

Das hypothetische Summenspektrum ist in Abb. 7 in Relation zur Messung gezeigt, wobei eine gute Übereinstimmung der Verläufe über weite Frequenzbereiche erkennbar ist. Im tieffrequenten Bereich,  $f < 4$  kHz, ist die „Background“-Schallquelle dominant und überdeckt somit das Hinterkantengeräusch. Der Einfluss des Kopfspaltes macht sich einzig durch die Hochfrequente Erhöhung deutlich, welche ab einer Frequenz von  $f \approx 4$  kHz festzustellen ist.

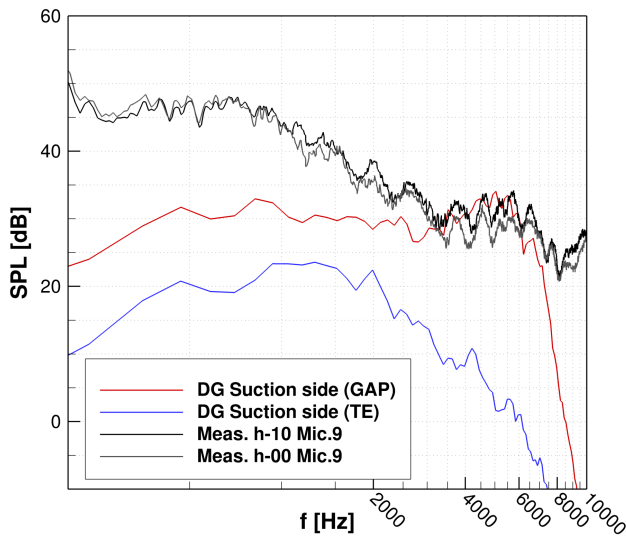


Abbildung 5: Schalldruckspektren für die Hinterkanten- sowie Kopfspaltkonfiguration im Vergleich mit Messergebnissen.

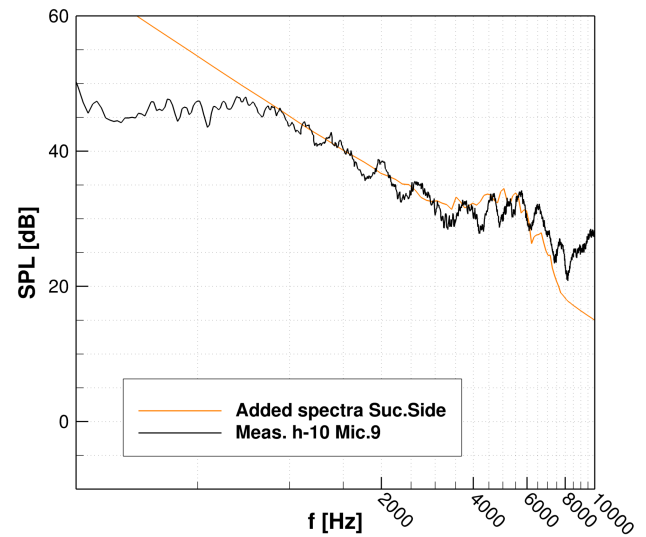


Abbildung 7: Addiertes Spektrum der hypothetischen Schallquelle mit Spektrum der Kopfspaltkonfiguration in Relation zu Messung.

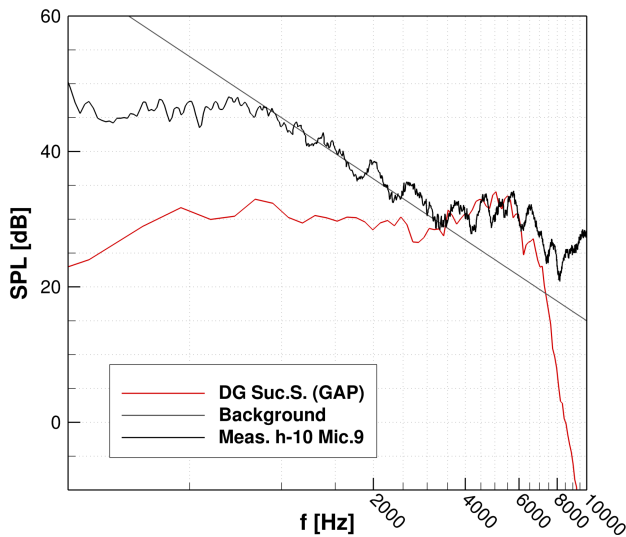


Abbildung 6: Modelliertes Spektrum einer hypothetischen Schallquelle, Verlauf entsprechend dem Pegelabfall der Messdaten.

## Zusammenfassung

Im Verlauf der Arbeit wurde der CAA-Löser DISCO++ sowie die Methode der stochastischen Quellgenerierung FPRM vorgestellt. Die Simulationsergebnisse von Hinterkantengeräusch an einem NACA0012 Flügel wurden in Relation zu Messergebnissen gezeigt - eine gute Übereinstimmung im aufgelösten Bereich wurde erreicht. Abhängig von Einstellungen der Quellgenerierung konnten auch Absolutpegel korrekt vorhergesagt werden. Abschließend wurden Ergebnissen der Nachrechnung eines Windkanalexperimentes zur Ermittlung von Kopfspalteinfluss bei Ventilatoren präsentiert. Ein Deutungsversuch bezüglich der Diskrepanz zwischen Messergebnissen und Simulationsdaten wurde vorgeschlagen. Die Annahme einer weiteren Schallquelle im Experiment, welche ein hohes Hintergrundschallspektrum erzeugt, lässt die Beobachtung des Kopfspalteinflusses einzig im hochfrequenten Bereich zu.

## Literatur

- [1] R. Ewert, J. Dierke, A. Neifeld, C. Appel, M. Siefert, and O. Kornow. CAA broadband noise prediction for aeroacoustic design. *Procedia Engineering*, 6:254 – 263, 2010.
- [2] R. Ewert and W. Schröder. Acoustic perturbation equations based on flow decomposition via source filtering. *Journal of Computational Physics*, 188(2):365 – 398, 2003.
- [3] Roland Ewert. Broadband slat noise prediction based on CAA and stochastic sound sources from a fast random particle-mesh (RPM) method. *Computers & Fluids*, 37(4):369 – 387, 2008. Turbulent Flow and Noise Generation.
- [4] Julien Grilliat, Marc Jacob, Roberto Camussi, and Giovanni Caputi-Gennaro. Tip Leakage Experiment - Part One: Aerodynamic And Acoustic Measurements. In *13th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (28th AIAA Aeroacoustics Conference)*, Aeroacoustics Conferences. American Institute of Aeronautics and Astronautics, May 2007.
- [5] Michaela Herr, Christopher J. Bahr, and Mohammad Kamruzzaman. Problem Statement for the AIAA/CEAS Second Workshop on Benchmark Problems for Airframe Noise Computations (BANC-II). In *AIAA/CEAS Second Workshop on Benchmark Problems for Airframe Noise, Workshop Category 1: Trailing-Edge Noise*, June 2012.
- [6] Markus Lummer. A Hybrid 3D Discontinuous Galerkin Code for CAA Applications. In *22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, Aeroacoustics Conferences. American Institute of Aeronautics and Astronautics, May 2016.