Charakterisierung eines aktiven Backscatter Modells in VLES anhand der Vorflügel-Schallabstrahlung bei einem 3-Element-Hochauftriebsflügel

D.H. Heitmann[1], R. Ewert[1]

[1] *Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Technische Akustik, 38108 Braunschweig, Deutschland, Email: dirk.heitmann@dlr.de*

Einleitung

Ein aktives Backscatter Modell zur Verwendung in VLES wurde entwickelt. Die VLES wird mittels eines hybriden Ansatzes basierend auf RANS und CAA mit stochastischen Quellen realisiert. Das aktive Backscatter Modell zielt darauf ab, mehr physikalische Effekte als ein rein dissipatives Subfiltermodell zu berücksichtigen, indem die turbulente Produktion von nicht aufgelösten Skalen sowie deren Interaktion mit aufgelösten Skalen berücksichtigt werden. Dies könnte eine Reduzierung der notwendigen Gitterauflösung ermöglichen.

In dieser Arbeit wird das Backscatter Modell anhand der Strömungstopologie und Schallabstrahlung bei einem 3-Element Hochauftriebsflügels charakterisiert. Dazu werden Simulationen mit und ohne Backscatter Modell vorgestellt. Die Ergebnisse werden mit experimentellen Untersuchungen an der gleichen Geometrie verglichen. Dies ermöglicht die Charakterisierung des Subfiltermodells hinsichtlich möglicher Vorteile und vorhandener Limitierungen. Diese Arbeit ist eine Fortführung bereits veröffentlichter Arbeiten, siehe [1, 2].

Motivation

In der Literatur findet sich eine Vielzahl von Berechnungsmethoden für die Schallgenerierung durch turbulente Strömungen. Diese reichen von empirische Methoden bis hin zur direkten numerischen Simulation (DNS). Die Methoden unterscheiden sich erheblich bezüglich des erforderlichen Rechenaufwandes und der Genauigkeit. Je mehr Modellierung einer Methode zu Grunde liegt desto unsicherer sind die Vorhersagen. Das geringste Maß an Unsicherheit liegt bei der DNS vor, bei der durch die direkte Auflösung sämtlicher Skalen keinerlei Modellierung nötig ist. Der erforderliche Rechenaufwand ist allerdings derart, dass technisch relevante Fälle im Allgemeinen nicht behandelt werden können.

Bei der LES (siehe z.B. [3]) wird durch die Modellierung der kleinsten Skalen der Rechenaufwand reduziert. Dabei werden die großen, Energie-tragenden Skalen direkt aufgelöst und der Effekt der kleinen Skalen mittels eines Subgitter-Modells modelliert. Häufig werden Viskositätsmodelle verwendet, um die dissipativen Effekte der vernachlässigten Skalen im Wesentlichen zu berücksichtigen. Ein Effekt kann auf diese Weise allerdings nicht berücksichtigt werden: nichtlineare Interaktionen kleiner (nicht-aufgelöster) Skalen mit den großen (aufgelösten) Skalen. Dieser Effekt wird als "Backscatter"bezeichnet, siehe [4, 5].

Das verwendete Subskalenmodell basiert auf einer Aufspaltung in einen dissipativen Beitrag und einem stochastischem Modell für die aktive Modellierung der turbulenten Rückwirkung (Turbulent Backscatter). Der dissipative Beitrag wird durch ein Mixed-Scale Modell realisiert, das zum einen aus einem scharfflankigen expliziten Filter an der physikalischen Auflösungsgrenze des eingesetzten räumlichen DRP-Verfahrens 4ter Ordnung bei ca. 5"Points-per-Wavelength" (PPW) besteht, zum anderen ein dissipatives Smagorinsky-Typ Modell umfasst. Der erste Beitrag realisiert eine explizite Leonard-Filterung der aufgelösten Skalen, der zweite modelliert die Dissipation aus Subskalen-Größen im aufgelösten Bereich. Die stochastische Anregung modelliert außerdem den Beitrag der turbulenten Produktion aus allen nicht-aufgelösten Skalen (<5 PPW) im aufgelösten Regime. Das Modell wurde für "Decaying Homogeneous Isotropic Turbulence" (DHIT) erfolgreich kalibriert [6].

Verfahren höherer Ordnung können bei gegebener Gitterauflösung kleinere Skalen auflösen–z.B. Auflösungsgrenze DRP (4ter Ordnung) ≈5 PPW, Auflösungsgrenze CFD Verfahren 2ter Ordnung ≈ 10 . . . 20 PPW–benötigen jedoch (inhärente oder explizite) scharfflankige Filter, um die verstärkt unphysikalischen Moden im nicht-aufgelösten Bereich bis zum Gitter Cut-Off bei einer Nyquist Wellenlänge von 2 PPW zu entfernen. Dadurch fehlt der Backscatter-Beitrag aus dem numerisch aufgelösten jedoch unphysikalischen Bereich (DRP: 5-2 PPW). Verfahren niedriger Ordnung können derart kalibriert werden, daß dieser Bereich zumindest energetisch sinnvoll modelliert wird, umfassen daher auch die Rückwirkung aus diesen Skalen. Für eine Inklusion der Rückwirkung müßten daher Gitter für Verfahren höherer Ordnung paradoxerweise feiner ausgelegt werden als solche von Methoden niedriger Ordnung.[1] Ein aktives Backscatter Modell eröffnet demgegenüber die Möglichkeit, die prinzipiell bessere physikalische Auflösung eines Verfahrens höherer Ordnung voll auszuschöpfen, da ein gröberes Gitter verwendet werden kann.

Testfall

Als Testfall wurde der DLR/Onera LEISA F16 Flügel gewählt. Dieser entspricht dem Category 6 Problem des Benchmark for Airframe Noise Computations (BANC) Workshops, sodass umfangreiche experimentelle und numerische Vergleichsdaten vorliegen, siehe [7]. Abbildung 1 zeigt das Profil des 3-Element-Flügels. Die Sehnenlänge (Vorflügel und Klappe eingefahren) beträgt

[1] Eine derartige Charakteristik mag anhand publizierter Simulation tatsächlich erkennbar sein.

$l_{\text{ref}} = 0.3\,\text{m}$ und die Spannweite 0.8 m (Acoustic Windtunnel Braunschweig (AWB)) bzw. 1.4 m (Onera F2 Windkanal). Der Flügel wird mit 61.5 m/s bei einem Anstellwinkel von 6.15° angeströmt. Die Reynoldszahl beträgt 1.23×10^6.

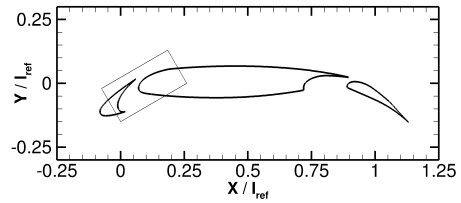

Abbildung 1: DLR F16 Flügel mit angedeutetem Backscatter Bereich.

Numerisches Verfahren

Für die Simulationen wurden die DLR-Codes TAU, PIANO und FRPM verwendet, siehe [8, 9, 10]. Das mittlere Strömungsfeld sowie die Turbulenzstatistiken (kω-Modell) wurden mit dem TAU-Code in einer 2D-Rechnung mit ca. 1 Mio. Punkten bestimmt.

Das mittlere Strömungsfeld wurde in PIANO eingelesen, wo die LES der Schwankungsgrößen 4.-ter Ordnung genau durchgeführt wurde. Das mit PIANO laufzeitgekoppelte FRPM Modul rekonstruiert, basierend auf den TAU-Turbulenzstatistiken, die Backscatter-Schwankungen im Bereich des Vorflügels (vgl. Abb. 1). Die darin enthaltene Modellierung ist der Literatur entnommen, siehe z.B. [4, 5].

Das FES-Rechengebiet beschränkt sich auf eine Umgebung unmittelbar um das Profil. Die spannweitige Erstreckung beträgt 5% von l_{ref}. Dieser Bereich wurde vollstrukturiert mit 15.4×10^6 Punkten vernetzt. Im Bereich der Vorflügelkavität ist das Gitter deutlich verfeinert. Die minimale Frequenzauflösung beträgt etwa 40 kHz, vgl. Abb. 2.

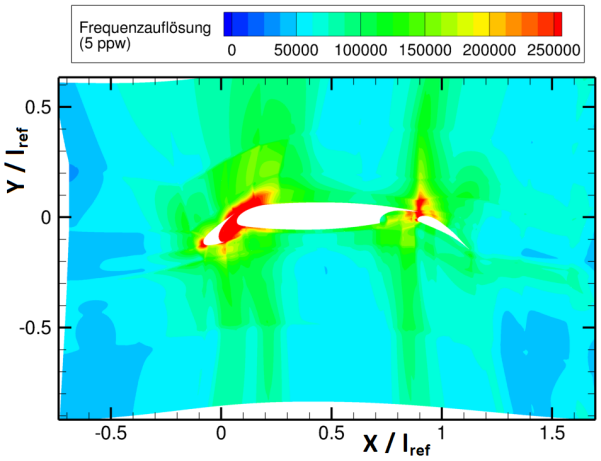

Abbildung 2: Frequenzauflösung des Rechengitters basierend auf lokaler Zellgröße.

Ergebnisse

Bei der Simulationskette stammt die mittlere Strömung aus der RANS und die Schwankungen aus der FES. Weisen die simulierten Fluktuationen einen nicht verschwindenden Mittelwert auf, bedeutet dies, dass sich im Rahmen der FES eine Korrektur des Strömungsfeldes einstellt. Im vorliegenden Fall ist die Klappe abgelöst und die FES liefert eine Korrektur, die sich auch auf den hinteren Teil des Hauptelementes auswirkt. Dies kann der in Abbildung 3 gegebenen Druckverteilung entnommen werden. Im Bereich des Vorflügels stimmen RANS und FES dagegen überein. Die Abbildung zeigt zudem experimentelle Druckverteilungen aus zwei verschiedenen Windkanälen. Im AWB (offene Messstrecke) war eine Anstellwinkelkorrektur nötig, um die c_p-Verteilung im Bereich des Vorflügels anzupassen. Eine Korrektur, die zur Übereinstimmung auf dem gesamten Flügel führt, war nicht möglich. Im Bereich des Vorflügels stimmen RANS und FES gut mit den Messungen überein. Die von der RANS vorhergesagte Klappenablösung stimmt eher mit der Messung (F2) überein, als die FES-Vorhersage.

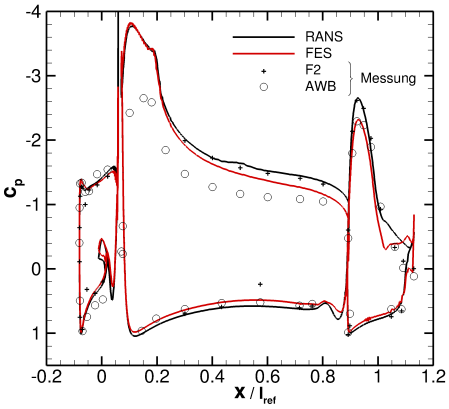

Abbildung 3: Druckverteilung nach RANS und mit offset durch FES. Zudem sind Messungen [7] eingefügt.

Im Bereich des Vorflügels bildet sich eine instabile Scherschicht aus, die im oberen Bereich des Vorflügels wiederanlegt und ein Rezirkulationsgebiet einschließt. Diese Scherschicht trägt wesentlich zur Schallentstehung bei. In Abbildung 4 ist die Scherschicht als Q-Kriterium dargestellt. Im mittleren Bereich der Scherschicht bilden sich 2D-Strukturen, die später zerfallen. Hinter dem Wiederanlegepunkt konvektiert der größere Teil über das Hauptelement ab. Dabei wird die Strömung beschleunigt, deutlich an den gestreckten Isoflächen erkennbar. Ein Teil der Scherschicht gelangt auch in das Rezirkulationsgebiet, in dem sich insbesondere kleinskalige Strukturen bilden bzw. ansammeln.

Die Abbildung 5 zeigt ein instantanes Schallfeld. Der Schall geht vom oberen Spalt zwischen Vorflügel und Hauptelement aus und weist einen Dipol-Charakter auf. Auf der Saugseite sind neben dem langwelligen ($\lambda \approx 0.3 \cdot l_{\text{ref}}$) kurzwellige Wellen sichtbar. In Abbildung 6 ist ein Vergleich eines simulierten Spektrums mit einer Messung im AWB gezeigt. Für das simulierte Spektrum wurden dabei während der Rechnung Daten auf einer porösen Oberfläche aufgenommen und mit der FWH-Extrapolation (vgl. [11]) zur Mikrofonposition (ca. 1 m unterhalb des Vorflügels) propagiert. Dabei wurden Korrekturen für die Spannweite nach Kato sowie eine 3D-Korrektur (siehe z.B. [3]) angewandt. Das gemessene Spektrum weist ein breitbandiges Maximum

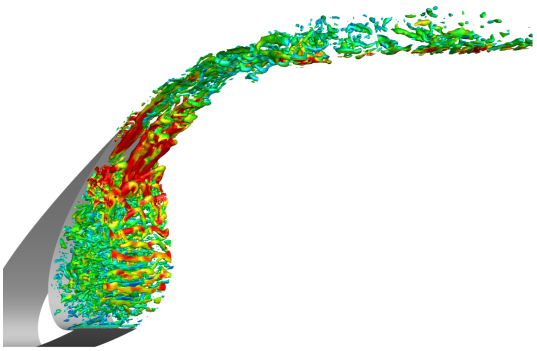

Abbildung 4: Q-Kriterium im Bereich des Vorflügels. Das Hauptelement ist zur besseren Übersicht ausgeblendet.

bei etwa 1 kHz sowie diskrete Töne zwischen 2 und 6 kHz auf. Dabei ist anzumerken, dass die Messungen unterhalb von etwa 1 kHz mit Hintergrundgeräuschen überlagert sind. Der breitbandige Anteil (oberhalb von 1 kHz) wird von der Simulation sehr akkurat vorhergesagt wohingegen die Töne unterschätzt werden und geringe offsets bzgl. der Frequenzen vorliegen. Insgesamt ist die Übereinstimmung gut, so dass angenommen werden kann, dass die Simulation die wesentlichen physikalischen Mechanismen auflöst.

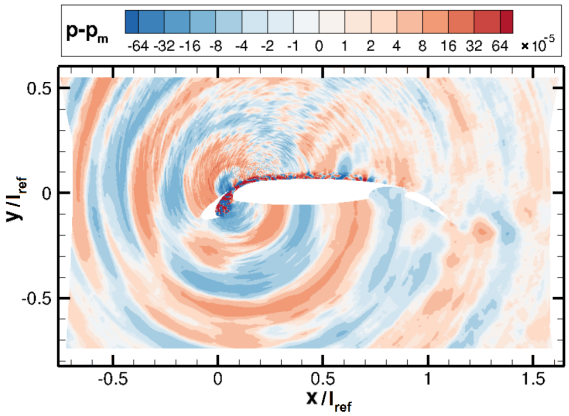

Abbildung 5: Instantanes Schallfeld.

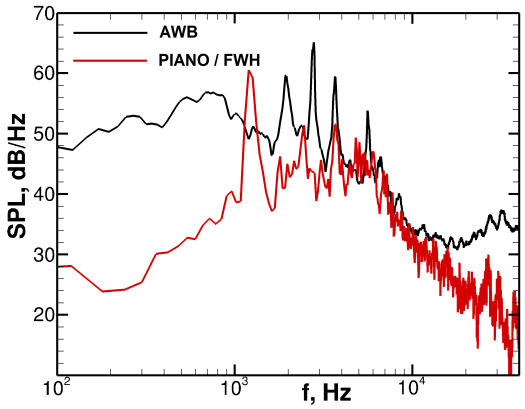

Abbildung 6: Vergleich des simulierten Schalldruckspektrums mit AWB-Messung.

Effekt des aktiven Backscatter-Modells

Die Forced Eddy Simulation wird für die Schwankungsgrößen auf Basis einer RANS Lösung durchgeführt. Dabei kommt es zu einer transienten Phase, in welcher die Grundströmung wegen unterschiedlicher Rechengitter und verschiedener Verfahren mit unterschiedlicher Ordnung korrigiert wird. In dieser Zeit bilden sich auch die turbulenten Strukturen aus, die den Schall erzeugen und neue turbulente Strukturen induzieren. Diese Strukturen bilden sich aus initialen Anfangsstörungen wie sie z.B. vom Backscatter Modell eingebracht werden. Der Effekt des Backscatter Modells liegt in einem Eintrag vom Schwankungen als Folge nichtaufgelöster Skalen. Bei einem ausreichend feinem Gitter ist dieser Eintrag dementsprechend sehr gering. Beim kalibriertem Backscatter Modell entspricht die transiente Zeit etwa 3 konvektiven Längen. Wird auf das aktive Backscatter Modell verzichtet dauert die transiente Phase entsprechend länger. In Abbildung 7 wird der Effekt des Backscatter anhand des Q-Kriteriums in der transienten Phase gezeigt. Dabei werden Simulationen mit und ohne Backscatter verglichen. Die Abbildungen wurden zu einer Zeit $t^* = t \cdot a_\infty / l_{\text{ref}} = 2$ aufgenommen. Bei der Simulation mit Backscatter sind bereits deutlich mehr Strukturen sichtbar als im Fall ohne Backscatter Modell. Die Einbringung der zusätzlichen (aber physikalischen) Störungen führt zu einer Verkürzung der transienten Phase.

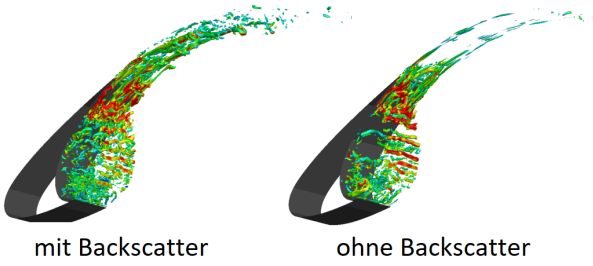

Abbildung 7: Q-Kriterium im Bereich des Vorflügels in der transienten Phase mit und ohne Backscatter Anregung.

Allerdings bilden sich auch ohne aktives Backscatter ähnliche Strukturen aus. Nach ausreichender Simulationszeit gleichen sich die Lösungen näherungsweise wie die Abbildung 8 zeigt. Dabei wurden die RMS-Werte der turbulenten kinetischen Energie entlang zweier Schnitte durch die instabile Scherschicht extrahiert. Beider Simulationen zeigen nahezu identische Verteilungen.

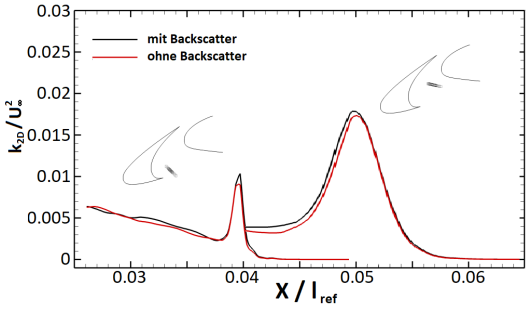

Abbildung 8: RMS-Verteilung der TKE entlang 2 Linien durch die Scherschicht in der Vorflügelkavität.

Diese RMS-Werte beinhalten sämtliche aufgelösten Skalen. Die Anregung durch nichtaufgelöste Skalen ist im Bereich der Scherschicht offensichtlich nicht sehr bedeutend. Eine spektrale Darstellung des Backscatter Effekts ist in der Abbildung 9 gegeben. Gezeigt sind Spektren des Schalldruckpregels an einer Position der Scherschicht im slatcove für Simulationen mit unterschiedlichen Anregungen: (i) mit kalibrierter Backscatter Anregung, (ii) ohne Anregung und (iii) mit 10facher Anregung. In Abbildung 2 war die Frequenzauflösung basierend auf der lokalen Zellgröße gegeben. Durch massive Verfeinerung im Bereich der Vorflügelkavität beträgt die Frequenzauflösung hier etwa 250 kHz. In dieser Darstellung zeigt sich die Anregung bei Frequenzen oberhalb von 80 kHz. Mit Backscatter Anregung sind die Amplituden hier höher als ohne Anregung, jedoch ist der Beitrag bei diesen Frequenzen zu gering, um in den RMS-Werten (Abb. 8) sichtbar zu werden. Im Falle von (unphysikalisch) vergrößerter Anregung sind die Amplituden erwartungsgemäß höher als bei kalibrierter Anregung. Der abgeänderte Frequenzbereich ist identisch, da nur die Anregungsamplitude geändert wurde. Der Frequenzbereich ist insbesondere von der Gitterauflösung abhängig.

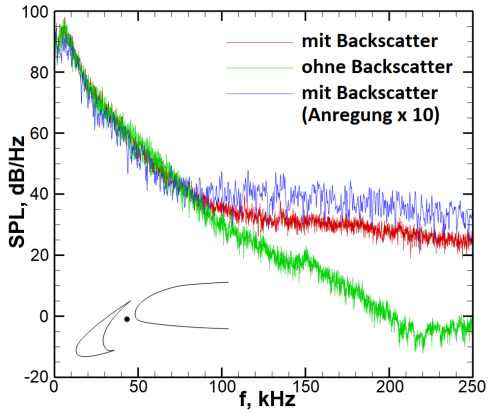

Abbildung 9: Schalldruckspektren mit unterschiedlichen Backscatter Anregungen an angedeuteter Position.

Diese Abbildung zeigt, dass das Modell die Amplituden bei aufgelösten Wellen durch Backscatter auffüllt. Der Effekt wirkt hier vornehmlich bei den großen noch aufgelösten Frequenzen. Bei dem hier untersuchten Modell in Verbindung mit dem gewählten Gitter ist der Effekt des Backscatter Modells gering, bzw. er tritt bei technisch nicht relevanten Frequenzen auf. Zudem ist der Effekt wegen des Gitters mit inhomogener Frequenzauflösung im Fernfeld nicht mehr vorhanden. Ein Gitter mit gleichmäßiger Verteilung würde hier Abhilfe schaffen.

Zusammenfassung

In dieser Arbeit wurde eine zonale RANS-NLDE LES für einen 3-Element-Hochauftriebsflügel vorgestellt. Dabei wurde mit der FRPM-Methode ein aktives Backscatter Modell realisiert. Dadurch werden mehr physikalische Effekte berücksichtigt als bei einem rein dissipativen Subgittermodell. Die Simulationen wurden auf einem - für Grobstruktursimulationen - relativ grobem Gitter durchgeführt. Dennoch scheint die Simulation die wesentlichen Mechanismen aufzulösen wie der Vergleich zu Windkanalmessungen zeigt.

Für weitere Untersuchungen soll das Gitter weiter vergröbert werden, um das Potential der Methode zu identifizieren. Auf dem vorliegendem Gitter war der Effekt des Backscatter gering. Bei vergröbertem und sehr homogenem Gitter sollte die Ergebnisqualität bei Verwendung des Modells erhalten bleiben wohingegen ohne aktives Backscatter der Schall-generierende Mechanismus nicht mehr korrekt aufgelöst wird.

Literatur

[1] Heitmann, D.H.; Ewert, R.: Numerische Untersuchung der Vorflügel-Schallabstrahlung mit Hilfe eines aktiven Backscattermodells in VLES, DAGA 2019 - 45. Jahrestagung für Akustik, 18. - 21. März 2019, Rostock, Deutschland.

[2] Heitmann, D.H.; Ewert, R.: Investigation of slat noise on high-lift configuration using active backscatter model in LES, AIAA 2019-2644, 25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 20-23 May 2019, Delft, The Netherlands.

[3] Garnier, E.; Adams, N.; Sagaut, P.: Large Eddy Simulation for Compressible Flows, Springer, 2009.

[4] Leith, C.E., Stochastic backscatter in a subgrid-scale model: Plane shear mixing layer, Physics of Fluids A, Vol. 2, Issue 3, pp. 297-299, 1990.

[5] Schumann, U., Stochastic Backscatter of Turbulence Energy and Scalar Variance by Random Subgrid-Scale Fluxes, Proc. R. Soc. London Vol. 451, Issue 1941, pp. 293-318, 1995.

[6] Ewert,R.; Neifeld, A.; Boenke, D.: Simulation of Cold Jet Installation Noise using a Stochastic Backscatter Model, AIAA-2017-3017, 23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference Denver, Colorado, 2017.

[7] Manoha, E. and Pott-Polenske, M., Benchmark for Airframe Noise Computations - LEISA2 Category 6, Database Description - Version 1, 03.06.2014.

[8] TAU-code User Guide, Tech. rep., Institute of Aerodynamics and Flow Technology, German Aerospace Center, Release April 2017.

[9] Delfs, J.W.; Bauer, M.; Ewert, R.; Grogger, H.A.; Lummer, M.; Lauke, T.: Numerical simulation of aerodynamic noise with DLRs aeroacoustic code Piano, Manual of Piano version 5.2, Tech. rep., Institute of Aerodynamics and Flow Technology, German Aerospace Center, Release Jan. 2008.

[10] Ewert, R.: RPM - the fast Random Particle Mesh method to realize unsteady turbulent sound sources and velocity fields for CAA applications, AIAA-2007-3506, 13th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Rome, Italy, 2007.

[11] Ffowcs Williams, J. and Hawkings, D.: Sound Generation by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion, Phil. Trans. R. Soc. Lond. Vol. 264, No. 1151, pp. 321-342, 1969.