

Validierung aerodynamischer und aeroakustischer Berechnungen durch Messungen im Windkanal

Marcus Bauer

Andreas Zeibig

*Institut für Akustik und Sprachkommunikation (IAS),
Technische Universität Dresden*

1 Einleitung

Vor dem Hintergrund eines steigenden Verkehrsaufkommens und der damit verbundenen Lärmzunahme besteht beispielsweise in der Luftfahrtindustrie Bedarf nach mathematischen Werkzeugen, um das Umströmungsgeräusch bestimmter Bauteile vorzuberechnen. Für diese Aufgabe existieren zahlreiche Ansätze.

Die wichtigsten werden im Rahmen des DFG-Verbundprojektes *SWING+*¹ näher untersucht, dazu zählt auch das am IAS verwendete SNGR²-Verfahren [2, 4]. In einem ersten Teilschritt soll bei *SWING+* mit dem jeweiligen Verfahren zunächst der Hinterkantenlärm korrekt vorausberechnet werden.

Ziel der Arbeit war die Validierung von SNGR-Ergebnissen durch Messergebnisse aus dem aeroakustischen Windkanal.

2 Rechenansatz, Messapparatur

Die Berechnung von Hinterkantenlärm mit dem SNGR-Verfahren besteht aus zwei Schritten: Zunächst wird die zeitgemittelte Strömung um das Objekt mit einem CFD³-Code ermittelt. Dies geschieht hier mit dem Programm FLOWer [1] des DLR⁴ mittels einer RANS⁵-Rechnung.

Die Schallentstehung und -ausbreitung wird anschließend durch die Lösung einer modifizierten Form der Eulergleichungen mit bestimmten Quelltermen berechnet. Dafür wird der CAA⁶-Code PIANO⁷ [3] des DLR verwendet. Die Quellterme werden in PIANO mit Hilfe von synthetischer Turbulenz berechnet. Sie werden hier dazu verwendet, um in den modifizierten Eulergleichungen Turbulenz anzuregen. Diese Turbulenz wechselwirkt dann mit der Hinterkante, so dass es zur Schallerzeugung kommt.

Die Validierung der Ergebnisse, die mit dem SNGR-Verfahren berechnet werden, erfolgt durch Messungen im aeroakustischen Windkanal des IAS.

Technische Daten des Windkanals:

- Düsendurchmesser (Austrittsöffnung):
 $D_1 = 20 \text{ cm}$, $D_2 = 35 \text{ cm}$
- maximale Austrittsgeschwindigkeiten:
 $v_{max1} = 48.5 \text{ m/s}$, $v_{max2} \approx 20.0 \text{ m/s}$
- Turbulenzgrad im Strahlkern:
 $Tu < 0.5\%$

Messmöglichkeiten:

- Einzelmikrofonmessungen (möglich durch geringen Störschallpegel im Messraum)
- Mikrofonarray (64 Einzelmikrofone, im Aufbau)
- Hitzdrahtmesstechnik (sowohl 1d- als auch 3d-Hitzdrahtsonden vorhanden, theoretisch können noch Turbulenzgrade von nur 0.1 % gemessen werden)

3 Validierung der CFD-Rechnung

Der Validierungsfall ist die dünne, ebene Platte. Die Plattenlänge L beträgt 0.2 m. Der Anstellwinkel zur Anströmung ist 0° . Die Platte wird mit einer Geschwindigkeit von 38 m/s angeströmt. Dies entspricht einer Machzahl Ma von 0.11 und einer auf die Plattenlänge bezogenen Reynoldszahl Re von 509 000. Das in Messung und Rechnung verwendete Koordinatensystem ist in Abb. 1 veranschaulicht.

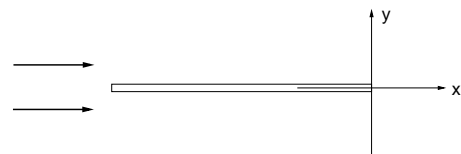


Abbildung 1: In Messung und Rechnung verwendetes Koordinatensystem an der ebenen Platte

Die zweidimensionale RANS-Rechnung wurde mit dem Programm FLOWer durchgeführt. Die Plattendicke lag in der Rechnung bei 0.0 mm (unendlich dünne Platte). Das Rechengitter bestand aus etwa 57 000 Zellen.

Mit dreidimensionaler Hitzdrahtmesstechnik wurde das Nachlaufgebiet der ebenen Platte vermessen. In der

¹Simulation of Wing-Flow Noise Generation

²Stochastic Noise Generation and Radiation

³Computational Fluid Dynamics

⁴Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.

⁵Reynolds Averaged Navier Stokes

⁶Computational AeroAcoustics

⁷Perturbation Investigation of Aeroacoustic Noise

Messung beträgt die Plattendicke 0.3 mm und die Ausdehnung der Platte in z -Richtung 0.1 m.

In Abb. 2 sind die berechneten und gemessenen y -Profile der zeitgemittelten Strömung in x -Richtung v_{0x} bei $x = 1$ mm und $x = 10$ mm gezeigt. Man erkennt eine

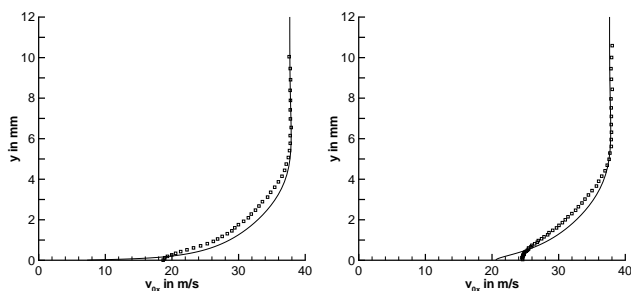


Abbildung 2: $v_{0x}(y)$ bei $x = 1$ mm und $x = 10$ mm; Messung (\square) und Rechnung (-)

gute Übereinstimmung zwischen Rechnung und Messung. Die geringen Abweichungen bei kleinen Werten von y sind wahrscheinlich durch die unterschiedlichen Plattendicken d in Messung ($d = 0.3$ mm) und Rechnung ($d = 0.0$ mm) zu erklären. In der Rechnung ergibt sich v_{0y} überall etwa zu Null, während in der Messung Werte bis etwa ± 5 m/s bei $x = 1$ mm beobachtet werden. Weil aber v_{0x} und v_{0y} durch die Reynoldsgleichungen miteinander verknüpft sind, kann sich der Fehler bei v_{0y} auf das berechnete v_{0x} auswirken.

4 Validierung der CAA-Rechnung

Der Validierungsfall entspricht dem des dritten Abschnittes. Es wird nun das am Punkt M mit $(x, y) = (0, 0.18$ m) berechnete bzw. gemessene Schalldruckpegelspektrum betrachtet.

Die Rechnung wurde mit dem CAA-Code PIANO des DLR durchgeführt. Es wurde das SNGR-Verfahren angewendet und zweidimensional gerechnet, wobei das Rechengitter etwa 120 000 Punkte aufwies.

Gemessen wurde mit einem 1/2-Zoll Messmikrofon und einem B&K Analysator. Das Spektrum wurde durch Mittelung von 200 Einzelspektren gewonnen.

In Abb. 3 sind die resultierenden spektralen Leistungsdichten (PSD's) des Schalldruckes am Punkt M dargestellt. Der verwertbare Bereich liegt etwa zwischen 2 kHz und 8 kHz. In diesem Bereich liegt der Schalldruckpegel aus der PIANO-Simulation im Mittel konstant um etwa 10 dB über dem gemessenen Pegel. Der Hauptgrund hierfür ist die Tatsache, dass die Rechnung zweidimensional ausgeführt wurde. Beim Hinterkantenlärm hängt aber u.a. die Intensität I von der Anzahl der Dimensionen ab: $I_{2D} \sim Ma^4$, $I_{3D} \sim Ma^5$.

Rechnet man damit in erster Näherung das zweidimensionale Rechenergebnis in den dreidimensionalen Fall der Messung um, dann bedeutet das bei einer Machzahl Ma von 0.11, dass von den berechneten spektralen Schalldruckpegeln annähernd 10 dB abgezogen werden müssen. Dadurch ergibt sich im verwertbaren Bereich zwischen

2 kHz und 8 kHz eine gute Übereinstimmung zwischen Rechnung und Messung.

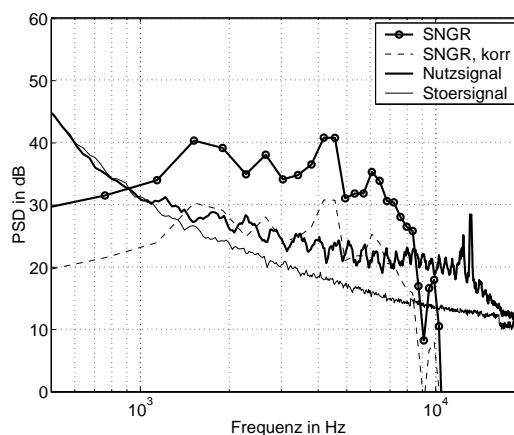


Abbildung 3: Gemessene und berechnete PSD's des Schalldruckes am Punkt M

5 Schlussfolgerungen

Für präzise CFD-Rechnungen sollte die endliche Plattendicke in der Simulation berücksichtigt werden.

Eine solide Validierung der mit dem SNGR-Verfahren berechneten Schallabstrahlung ist nur mit einer dreidimensionalen CAA-Simulation möglich, da Turbulenz ein dreidimensionales Phänomen ist. Eine näherungsweise Umrechnung des Simulationsergebnisses in den dreidimensionalen Fall der Messung führt allerdings schon zu einer relativ guten Übereinstimmung mit dem Messergebnis.

Literatur

- [1] Autorenkollektiv. FLOWer - Installation and User Handbook. Release 116, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., Institut für Entwurfsaerodynamik, 2000.
- [2] C. Bailly and D. Juvé. A stochastic Approach to compute subsonic Noise using Linearized Euler's Equations. AIAA-paper 99-1872, American Institute for Aeronautics and Astronautics, 1999.
- [3] J. W. Delfs, H. A. Grogger, and T. G. Lauke. Numerical Simulation of Aeroacoustic Noise by DLR's Aeroacoustic Code PIANO. Programmdokumentation, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., 22.01.2002.
- [4] N. Kalitzin and A. Wilde. Entwicklung eines Verfahrens zur numerischen Modellierung des aeroakustischen Quellmechanismus' an den Klappenseitenkanten von Flugzeugtragflügeln. Abschlussbericht zum DFG-Projekt Ko 1242/6-1 und /6-2, Institut für Akustik und Sprachkommunikation, Technische Universität Dresden, 26.05.2000.