

Akustische Windkanaluntersuchungen und numerische Simulationen an einem Hochauftriebsflügel

A. Kolb¹, M. Schneider, P. Faulhaber, J. Reichenberger, M. Grünwald

¹ EADS Konzernforschung, 81663 München, Email: Alexander.Kolb@eads.net

Einleitung

Im Rahmen des nationalen Forschungsprojekts FREQUENZ (Forschung zur Reduktion und Ermittlung des Quelllärms mittels Experiment und Numerik an Zivilverkehrsflugzeugen) wurden akustische und aerodynamische Windkanaluntersuchungen an einem modifizierten 2D Hochauftriebsflügel durchgeführt. Die aerodynamischen und akustischen Messdaten dienen zur Validierung von numerischen Methoden zur Lärmvorhersage an einer komplexen Geometrie.

Im ersten Teil des Beitrags wird die durchgeführte Messkampagne beschrieben und auszugsweise Messergebnisse der Basiskonfiguration mit ausgefahrenem Vorflügel diskutiert und die Auswirkung von zwei Modifikationen am Vorflügel verglichen.

Der zweite Teil beschreibt die Berechnung von strömungsinduziertem Lärm der Basiskonfiguration mittels stochastisch generierten Lärmquellen (SNGR). Die Schallabstrahlung wurde mit den linearisierten Euler Gleichungen berechnet.

Messungen

Die akustischen und aerodynamischen Messungen wurden im Aeroakustischen Windkanal Braunschweig durchgeführt.

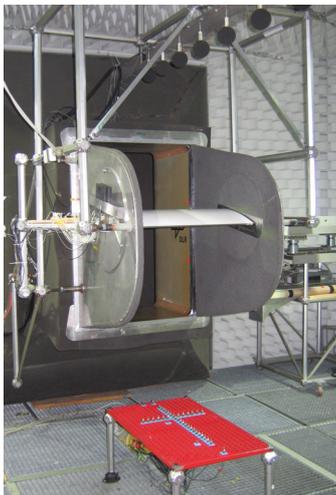


Abbildung 1: Aufbau der Testsektion im Aeroakustischen Windkanal Braunschweig (AWB)

Abbildung 1 zeigt einen Aufbau der akustischen Messungen mit eingebauter Flügelsektion, Fernfeldmikrofonen und Kreuz-Array unterhalb des Flügels.

Zusätzlich wurden stationäre und instationäre Oberflächen drücke aufgenommen. In Kooperation mit der RWTH Aachen wurden Hitzdrahtmessungen an einzelnen Konfigurationen durchgeführt. Ergänzend wurden diese Konfigura-

tionen mittels Particle Image Velocimetry (PIV) Messungen in Kooperation mit der RWTH Aachen und Unterstützung von Airbus Bremen untersucht.

Vorflügel-Konfiguration

Abbildung 2 zeigt ein Schmalbandspektrum der Vermessung der Basiskonfiguration mit ausgefahrenem Vorflügel.

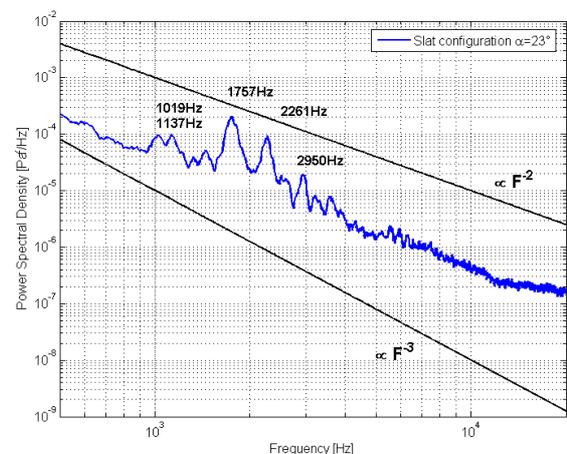


Abbildung 2: Schmalbandspektrum der Konfiguration mit ausgefahrenem Vorflügel bei $\alpha=23^\circ$ und $v=50\text{m/s}$

Das Schmalbandspektrum zeigt tonale Anteile, diese werden voraussichtlich durch akustische und strömungsmechanische Wechselwirkungen in der Vorflügelbucht verursacht. Dabei wirkt die Vorflügelbucht ähnlich einer überströmten offenen Kavität [1]. Die Abhängigkeit der Strömungsvariablen auf die Ausbildung der Rossiter Moden ist in Gleichung (1) beschrieben.

$$\frac{f_n \cdot L}{U_\infty} = \frac{m - \alpha}{M_\infty (a_\infty / a_H) + 1 / k_v}, \quad n = 1, 2, \dots, 5 \quad (1)$$

Tabelle 1: Vergleich der Rossiter Moden

n	F _{Rossiter} [Hz]	F _{Messung} [Hz]
1	470	-
2	1098	1137
3	1725	1757
4	2352	2261
5	2980	2950

Ein Vergleich zwischen den Frequenzen aus der Messung und der analytisch vorhergesagten Moden ist in Tabelle 1 dargestellt. Die erste Mode ist dabei nicht ausgewertet, da die Schmalbandspektren aufgrund der Hintergrundgeräusche des Windkanals erst ab 500Hz bewertet wurden.

Die Schallerzeugenden Mechanismen am Vorflügel sind bereits durch numerische Simulationen [2] untersucht worden.

Simulation

Eine akustische Simulation wurde unter Anwendung des Stochastic Noise Generation and Radiation (SNGR) Modell nach Bailly und Juve [3] durchgeführt. Das SNGR Modell generiert basierend auf einer stationären Reynolds gemittelten Navier-Stokes (RANS) Simulation ein turbulentes Geschwindigkeitsfeld aus den Eingangsparametern der turbulenten kinetische Energie und der Längenskalierung. Daraus können Quellterme für die Linearisierten Euler Gleichungen ermittelt werden.

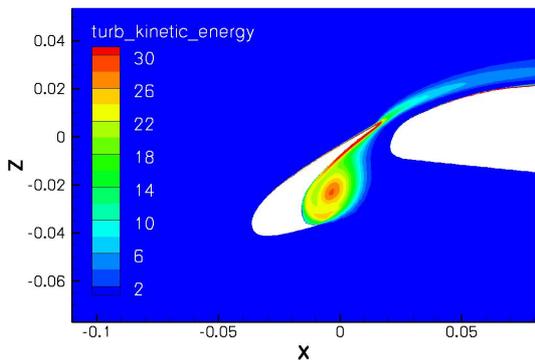


Abbildung 3: Verteilung der turbulenten kinetischen Energie am Vorflügel, $\alpha=13^\circ$ und $Ma=0.16$

Abbildung 3 zeigt die Verteilung der turbulenten kinetischen Energie, die mit dem unstrukturierten CRC internen Strömungscode AEOLUS bei einer Machzahl $Ma=0.16$ und einer Reynoldszahl $Re=1.4$ Mio. berechnet wurde. Die Berechnung wurde mit dem $k-\omega$ SST Modell von Menter [4] durchgeführt.

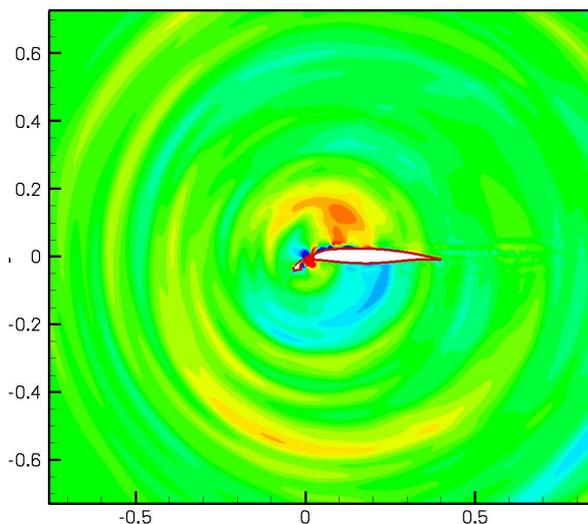


Abbildung 4: Momentanes Schallfeld der instationären Druckverteilung um den Flügel

Der Code zur Berechnung der Schallausbreitung basiert auf einer Finite Volumen Formulierung und löst die Linearisierten Euler Gleichungen auf unstrukturierten Gittern. Ab-

bildung 4 zeigt ein momentanes Schallfeld des instationären Druck um den Flügel.

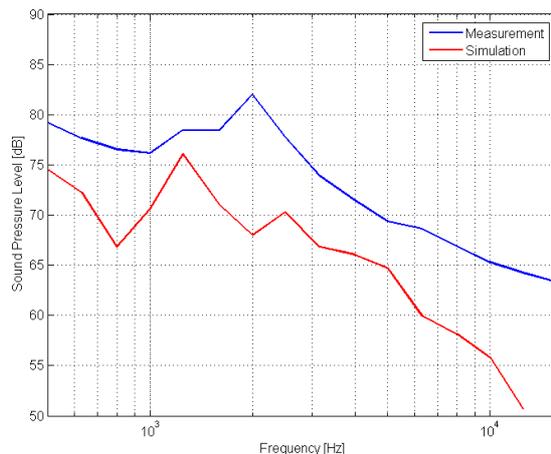


Abbildung 5: 1/3 Oktave Spektrum im Fernfeld in 1m unterhalb des Vorflügels bei $\alpha=13^\circ$ und $Ma=0.16$

Abbildung 5 zeigt einen Vergleich des 1/3 Oktave Spektrums im Fernfeld unterhalb des Vorflügels. Das Verhalten des simulierten Fernfeld zeigt ein ähnliches Verhalten zu den Messergebnissen. Der Einfluss des Windkanals auf die Simulation der Schallausbreitung wurde nicht berücksichtigt, wodurch es zu Unterschieden in dem Vergleich zwischen Simulation und Messungen kommt.

Zusammenfassung

Im vorliegenden Beitrag wurden auszugsweise Messergebnisse aus dem Forschungsvorhaben FREQUENZ vorgestellt und physikalische Effekte der Messungen untersucht. Die Simulationen zeigen, dass durch vereinfachte Verfahren der stochastischen Modellierung die Tendenzen der Schallabstrahlung entsprechend wiedergegeben werden können. Die stochastische Modellierung kann in weiteren Schritten noch verfeinert und mit Messergebnissen validiert werden. Ein Vergleich mit instationären numerischen Simulationen ist sinnvoll.

Das diesem Bericht zugrunde liegende Vorhaben wurde mit Mitteln des Bundesministeriums für Wirtschaft und Technologie unter dem Förderkennzeichen 20A0304C „Verbundprojekt „FREQUENZ““ gefördert. Die Verantwortung für den Inhalt dieser Veröffentlichung liegt beim Autor.

Literatur

- [1] M. Roger, S. Pérennès, Low Frequency Noise Sources In Two-Dimensional High-Lift Devices. 2000, AIAA 2000-1972
- [2] M. Khorrami, Understanding Slat Noise Sources. 2003, Euromech 449, 9-12 Dezember, Chamonix, Frankreich
- [3] C. Bailly D. Juve, A Stochastic Approach To Compute Subsonic Noise Using Linearized Euler’s Equations. 1999, AIAA 99-1872
- [4] F. Menter, Zonal Two Equation $k-\omega$ turbulence Models for Aerodynamic Flow. 1993, AIAA 93-2906