Kalter Schall: Aeroakustische Messungen bei Mach- und Reynoldszahlähnlichkeit

Thomas Ahlefeldt[1]

[1] *Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), 37073 Göttingen, Deutschland, Email: thomas.ahlefeldt@dlr.de*

Einleitung

Quellmechanismen bei aeroakustischen Windkanalmodellen hängen von dimensionslosen Kennzahlen ab, welche das Verhältnis von Kräften und problemcharakteristischen Längen darstellen. Eine aeroakustische Ähnlichkeit ist dann gegeben, wenn die Mach-, die Helmholtz- und die Reynoldszahl von Original und Modell identisch sind. Zur Bestimmung der Schallemission von Verkehrsflugzeugen und Schienenfahrzeugen werden in der Entwicklungsphase Untersuchungen an kleinskaligen Modellen vorgenommen. Bei Messungen in Windkanälen unter normalen Umgebungsbedingungen ist aufgrund der Modellskalierung die aeroakustische Ähnlichkeit nicht gegeben. Eine besondere Herausforderung ist hierbei die Reynoldszahlähnlichkeit.

In der Vergangenheit wurden verschiedene Untersuchungen durchgeführt, welche den Einfluss der Reynoldszahl auf die Schallabstrahlung von skalierten Modellen untersuchten [1-4]. Die Reynoldszahl des Originalmaßstabes wurde bei diesen Untersuchungen jedoch nicht erreicht.

Im Folgenden werden Mikrofonarray-Messungen vorgestellt, bei denen die Mach- und Reynoldszahlähnlichkeit erreicht wird. Die Messungen wurden im European Transonic Windtunnel (ETW) durchgeführt [5]. Am ETW ist es möglich, durch Erhöhung des statischen Luftdrucks (bis 450 kPa) und Verringerung der Temperatur (bis 110 K) Reynoldszahlen zu erreichen, welche denen des Originalmaßstabes (Flug-Reynoldszahlen) entsprechen.

Messaufbau

Für den Messaufbau im ETW wurde ein Mikrofonarray für die Anwendung in kryogener und druckbeaufschlagter Umgebung konzipiert und gefertigt. In Zusammenarbeit mit Brüel&Kjær und dem ETW wurden Mikrofone für die Anwendung in kryogener Umgebung entwickelt und verwendet (B&K Typ 4944A). Der Frequenzgang dieser Mikrofone zeigt eine deutliche Abhängigkeit von Druck und Temperatur [8], und wurde entsprechend korrigiert. Mit dem Mikrofon-Array wurden Messungen an einem Airbus Halbmodell (Maßstab 1:13,6) in einer Hochauftriebskonfiguration durchgeführt.

Die Messungen wurden unter Variation der Machzahl (0,175 bis 0,225) und des Anstellwinkels (3° bis 9°) durchgeführt. Durch eine Änderung der Temperatur und des Drucks ergaben sich Reynoldszahlen (bei einer Machzahl von 0,2; bezogen auf die mittlere aerodynamische Flügeltiefe) von $1.42 \cdot 10^6$ (Reynoldszahl im Standardwindkanal) bis $20 \cdot 10^6$ (Reynoldszahl des Originalmaßstabs). Abbildung 1 zeigt ein Photo des Versuchsaufbaus mit dem and der Messstreckenoberseite befestigten Halbmodell und dem Mikrofonarray in der Messstreckenwand.

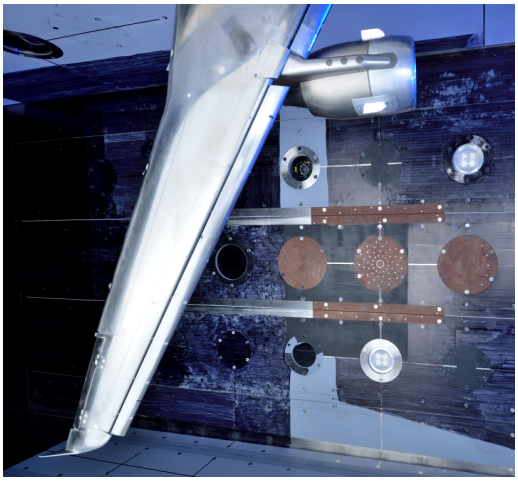

Abbildung 1: Foto der Messstrecke mit dem Mikrofonarray in der Wand und dem Flugzeug-Halbmodell.

Auswertung

Zur Erstellung der Quellkarten wurde Beamforming im Frequenzbereich verwendet. Die Amplitudengewichtung der Sensoren wurde nach dem *Least-Square*-Ansatz [6] durchgeführt. Zur Entfaltung wurde der CLEAN-SC Algorithmus angewendet [7]. Die Spektren wurden durch Integration der entfalteten Quellen ermittelt.

In einem kryogenen und druckbeaufschlagten Windkanal ist die akustischen Quellstärke auch von den unterschiedlichen Temperaturen und Drücken in der Messstrecke abhängig. Unter der Annahme, dass Strömungsschallquellen als Dipole modelliert werden können, ergibt sich folgende Korrektur [5]:

$$\Delta dB = 20 \log_{10} \left(\frac{\rho c^2}{\rho_0 c_0^2} \right) \tag{1}$$

mit einer Referenzdichte von $\rho_0 = 1,25\,\mathrm{kg/m^3}$ und einer Referenzschallgeschwindigkeit von $c_0 = 337\,\mathrm{m/s}$ (bei Standardbedingungen $p_0 = 101325\,\mathrm{Pa}$ und $T_0 = 273,15\,\mathrm{K}$). Diese Korrektur ist sehr signifikant und beträgt in den vorgestellten Fällen bis zu 12 dB.

Ergebnisse

Abbildung 2 vergleicht Quellkarten für eine Reynoldszahl von $1,42 \cdot 10^6$ (A und B, entspricht Reynoldszahl im Standardwindkanal) und $20 \cdot 10^6$ (C und D, entspricht der Flug-Reynoldszahl) für eine Strouhalzahl von 130 (oben) und 200 (unten) bei einem Anstellwinkel von 3°. Für eine Strouhalzahl von 130 zeigen sich Unterschiede. Bei der Flug-Reynoldszahl sind hauptsächlich zwei Effekte zu beobachten. Zum einem auf dem Vorflügel, hier

zeigt sich ein niedrigeres Pegelniveau und einige dominante Quellen sind nicht mehr zu sehen. Des weiteren auf den Hinterkantenklappen, hier sind neue Quellen auf den inneren Klappen zu sehen. Diese Quellen zeigen den höchsten Pegel in der Quellkarte. Für eine Strouhalzahl von 200 sind ähnliche Effekte zu beobachten. Für die Flug-Reynoldszahl zeigt sich wieder eine Abschwächung der Quellen auf dem Vorflügel und das sehr dominante Auftreten neuer Quellen; hier auf der äußeren Klappe.

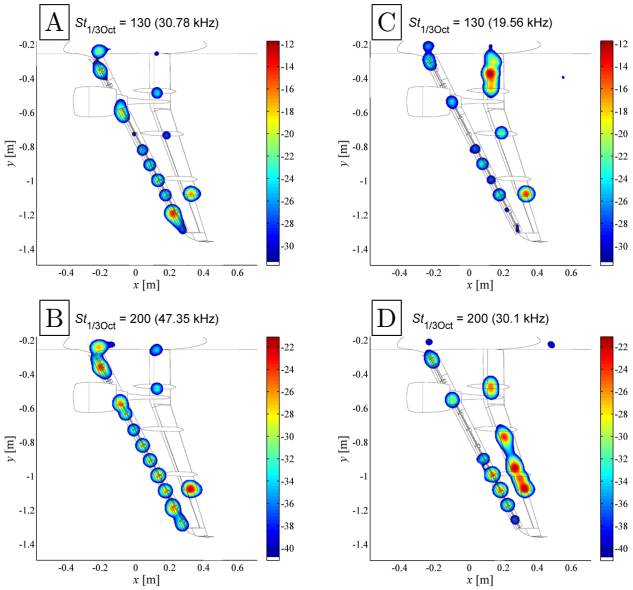

Abbildung 2: Vergleich der Quellkarten [dB] für eine Reynoldszahl von $1{,}42 \cdot 10^6$ (A-B) und von $20 \cdot 10^6$ (C-D) bei Strouhalzahlen von 130 und 200. Die Machzahl beträgt 0,2 und der Anstellwinkel 3°.

Diese Effekte zeigen sich auch beim Vergleich der zugehörigen Spektren. Zur Veranschaulichung zeigt Abbildung 3 getrennt die Spektren [dB] für die Quellen im Vorflügelbereich (A) und für die Quellen im Hinterkantenklappenbereich (B).

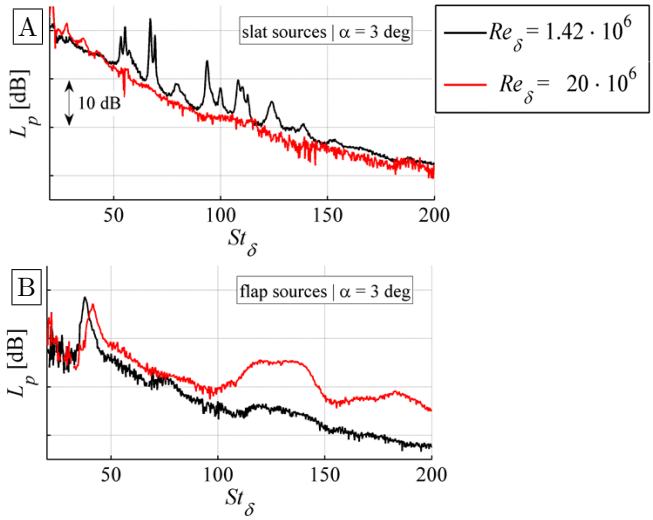

Abbildung 3: Vergleich der Spektren [dB] für die Quellen im Vorflügelbereich (A) und im Hinterkantenklappenbereich (B) für zwei Reynoldszahlen und einen Anstellwinkel von 3°. Die Machzahl beträgt 0,2.

Für den Vorflügel zeigt der Vergleich der Spektren einem sehr ähnlichen Verlauf. Auffällig sind die tonalen Anteile des Spektrums, welche nur bei der niedrigen Reynoldszahl zu sehen sind. Diese Vorflügeltöne sind ein bekanntes Phänomen bei Messungen in Standardwindkanälen. Für den Hinterkantenklappenbereich sind deutliche Unterschiede zu sehen. Die breitbandige Anhebung für die Flug-Reynoldszahl um eine Strouhalzahl von etwa 125 ist den neuen Quellen auf der inneren Klappe und die um eine Strouhalzahl von etwa 175 den neuen Quellen auf der äußeren Hinterkantenklappe zuzuordnen.

Zusammenfasssung

Die Mikrofonarraymesstechnik wurde für die Anwendung unter kryogenen und druckbeaufschlagten Bedingungen weiterentwickelt. Es wurden Messungen an einem Flugzeug-Halbmodell für Reynoldszahlen bis zu denen des Originalmaßstabes durchgeführt. Die Ergebnisse zeigen eine deutliche Abhängigkeit von der Reynoldszahl für verschiedene aeroakustische Quellen. Unserer Kenntnis nach wurden bei diesen Messungen weltweit erstmalig aeroakustische Daten eines skalierten Modells bei Reynoldszahlen des Originalmaßstabes erfasst.

Diese Arbeit wurde mit Mitteln des BMWi unter dem Förderkennzeichen 20A0901B (Projekt „ALSA“) im Rahmen des Förderprogramms „LuFo-IV“gefördert.

Literatur

[1] Hayes, J. A. et. al.: Measurement of Reynolds number effect on airframe noise in the 12-foot pressure wind tunnel. AIAA-1999-1959, 5th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (1999).

[2] Stoker, R. W. et. al.: Airframe Noise Source Location of a 777 Aircraft in Flight and Comparisons with Past Model Scale Tests. AIAA-2003-3232, 9th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference (2003).

[3] Ahlefeldt, T. and Koop, L.: Microphone Array Measurements in a Cryogenic Wind Tunnel. AIAA-Journal Vol. 48 (2010), 1470-1479.

[4] Ahlefeldt, T.: Aeroacoustic Measurements of a Scaled Half Model at High Reynolds Numbers. AIAA-Journal Vol. 51 (2013), 2783-2791.

[5] Ahlefeldt, T. and Quest, J.: Real-Flight Reynolds Number Microphone-Array Measurements on a Scaled Model in ETW. AIAA-2014-1483, 52th AIAA Aerospace Sciences Meeting (2014).

[6] Sijtsma, P.: Experimental techniques for identification and characterisation of noise sources. Advances in Aeroacoustics and Applications, VKI Lecture Series 2004-05 (2004).

[7] Sitsma, P.: CLEAN based on spatial source coherence. International Journal of Aeroacoustics Vol. 6 (2007), pp. 357-374.

[8] Ahlefeldt, T. and Quest, J.: High-Reynolds Number Aeroacoustic Testing Under Pressurised Cryogenic Conditions in PETW. AIAA-2012-0107, 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting (2012).