

Akustische Polaren

Christoph Fritzsche, Ennes Sarradj, Thomas Geyer

BTU Cottbus, Juniorprofessur Aeroakustik, 03046 Cottbus,

Email: christoph.fritzsche@tu-cottbus.de / ennes.sarradj@tu-cottbus.de / thomas.geyer@tu-cottbus.de

Einleitung

Im aeroakustischen Windkanal der BTU Cottbus wurden Geräuschemessungen an aerodynamischen Profilen vom Typ SD7003 und NACA 0012 bei verschiedenen Anstellwinkeln und Strömungsgeschwindigkeiten durchgeführt. Hier werden die gemessenen Schalldruckpegel des Hinterkantenschalls hinsichtlich ihrer Abhängigkeit vom Anstellwinkel untersucht und als „akustische Polaren“ dargestellt. Dieser Begriff sei anhand der „Lilienthal-Polaren“ kurz erläutert: Die „Lilienthal-Polaren“ sind eine von Otto Lilienthal eingeführte Darstellung in der für ein Tragflügelprofil je Anstellwinkel der zugehörige Auftriebsbeiwert über dem Widerstandsbeiwert aufgetragen wird. Die meist c-förmige Kurve, die durch Verbinden der Punkte entsteht, gibt übersichtlich Aufschluss über das aerodynamische Verhalten eines Profils. Da die Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte normierte Größen sind, können verschiedene Profilformen direkt miteinander verglichen werden.

Analog zu den Lilienthal-Polaren sollen die „akustischen Polaren“ Aufschluss geben über das akustische Verhalten eines Profils, insbesondere bezüglich der Anstellwinkelabhängigkeit. Wir betrachten hier nur den an der Hinterkante des Profils entstehenden Schall, denkbar ist die Vorgehensweise aber auch für den an der Vorderkante entstehenden Schall. Der Schalldruck des Hinterkantenschalls und das Spektrum sind von der Strömungsgeschwindigkeit U abhängig. Um zu einer von der Strömungsgeschwindigkeit unabhängigen Darstellung zu kommen, benutzen wir die Strouhalzahl St als normierte Frequenz:

$$St = \frac{f \cdot l}{U}$$

f - Frequenz

l - charakteristische Länge (hier die Profil-Sehnenlänge)

Außerdem wird der Schalldruckpegel so skaliert, dass der Einfluss der Strömungsgeschwindigkeit verschwindet. Nach Ffowcs Williams und Hall (1970) ist das Schalldruck-Effektivwertquadrat des Hinterkantenschalls proportional zur fünften Potenz der Strömungsgeschwindigkeit. Die Ergebnisse unserer Messungen an dem SD7003-Profil lassen sich gut mit $U^{4,6}$ skalieren. Der skalierte Schalldruckpegel ergibt sich wie folgt:

$$L_{p,skaliert} = L_p - 10 \log_{10} \left(\frac{U}{U_0} \right)^{4,6} \text{ dB.}$$

L_p - Schalldruckpegel

$U_0 = 1 \text{ m/s}$

Messanordnung

Die Messungen wurden in einem Freistrah-Windkanal bei Strömungsgeschwindigkeiten von 25,6 m/s bis 49,6 m/s durchgeführt. Die Profile der Spannweite von 40 cm waren dabei vor der runden Düse mit einem Durchmesser von 20 cm montiert. Für die Schallmessungen wurde ein 56-Kanal-Mikrofonarray eingesetzt, das sich außerhalb der Strömung befand. Die Auswertung der Messungen erfolgte mit dem Orthogonal-Beamforming-Algorithmus, wobei über einen Sektor integriert wurde, der nur den im Kernstrahl befindlichen Teil der Hinterkante enthält [2]. Ausgewertet wurden die Terzpegel bei Terz-Mittelfrequenzen von 1 kHz bis 20 kHz. Im Weiteren werden hier die Ergebnisse für das Profil SD7003 mit einer Sehnenlänge von 235 mm vorgestellt (Abb. 1), welches saug- und druckseitig bei etwa 10% der Sehnenlänge mit einem Trippstreifen versehen war zur Erzwingung des Umschlags der laminaren in turbulente Strömung.



Abbildung 1: Profil SD7003

Messergebnisse

Abbildung 2 zeigt die skalierten Terz-Schalldruckpegel für ausgewählte Anstellwinkel über der Strouhalzahl. Angegeben sind die geometrischen Anstellwinkel des Profils in der Messanordnung, welche sich von den effektiven Anstellwinkeln in der Strömung unterscheiden. Die Strömungsgeschwindigkeiten sind farbig dargestellt. Die Anstellwinkelabhängigkeit ist jedoch nur sehr schwer abzulesen. Deshalb werden Mittelwerte gebildet aus den skalierten Terzschalldruckpegelwerten, welche jeweils in ein Strouhalzahl-Terzband fallen (Abb. 3). Auch hier ist eine systematische Anstellwinkelabhängigkeit zunächst nicht erkennbar. Eine weitere Zusammenfassung der Werte in Strouhalzahl-Oktavbändern, Darstellung über dem Anstellwinkel und Bildung der Differenz zum Bezugswert beim Anstellwinkel von 0° (siehe Abb. 4) lässt nun doch eine Systematik erkennen: Für Strouhalzahlen von 8 und 16 steigt der Schalldruckpegel mit dem positiven Anstellwinkel, für höhere Strouhalzahlen sinkt er. Bei negativen Anstellwinkeln ist dies nicht so erkennbar. Beim Anstellwinkel von -8° liegt eine Abweichung vor, verursacht durch eine laminare Grenzschicht und damit verbundene periodische Wirbelablösungen an der Profil-Hinterkante.

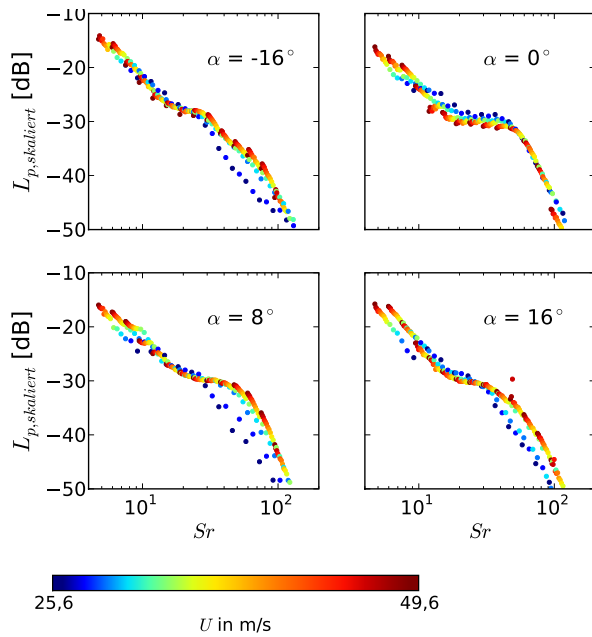


Abbildung 2: skalierte Terzschalldruckpegel für ausgewählte Anstellwinkel α

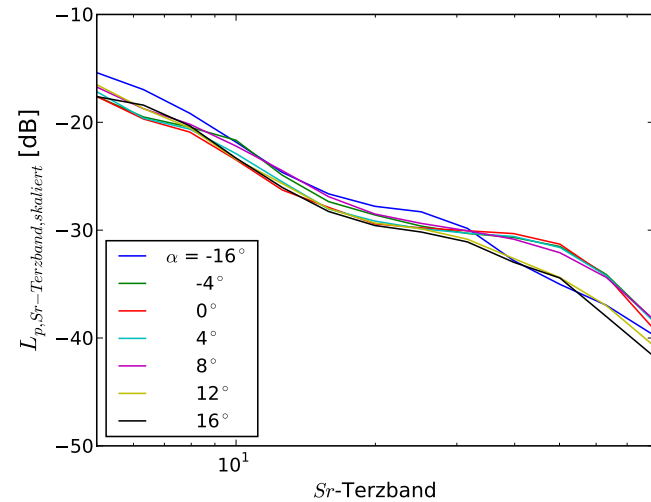


Abbildung 3: mittlere skalierte Strouhalzahl-Terzband-Schalldruckpegel für ausgewählte Anstellwinkel α

Vergleich mit Rechenergebnissen

Der Hinterkantenschall kann nach einem von Brooks, Pope und Marcolini semi-empirisch entwickelten Modell (BPM-Modell) berechnet werden [1]. In das Modell gehen an verschiedenen NACA 0012-Profilen empirisch ermittelte Grenzschichtdicken ein. Für andere Profilformen können die Grenzschichteigenschaften aber auch separat bestimmt werden. Zum Vergleich mit den Messergebnissen wurde der Hinterkantenschall mit Hilfe des Programms NAFNoise [3] berechnet, wobei die Grenzschichtdicke mittels XFOIL und die effektiven Anstellwinkel mit dem Korrekturfaktor nach [1] aus den geometrischen Anstellwinkeln ermittelt wurden. Abbildung 5 zeigt die Rechenergebnisse in der gleichen Weise wie Abbildung 3. Im mittleren Strouhalzahlbereich stimmen die Rechenergebnisse gut mit denen der Messungen überein. Deutliche Abweichungen zwischen den Messergebnissen und

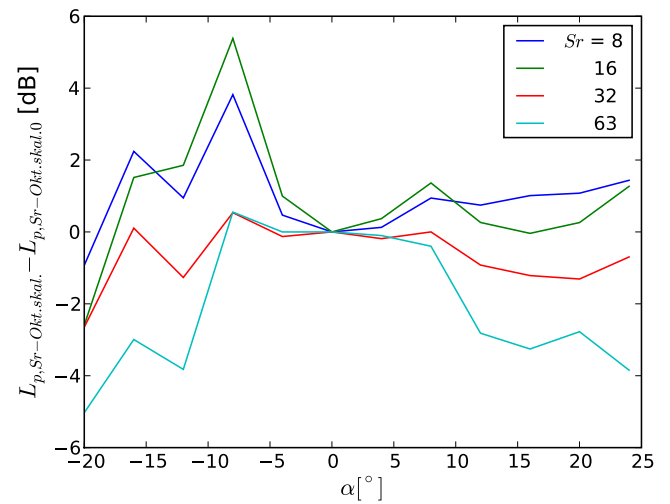


Abbildung 4: mittlere skalierte Strouhalzahl-Oktavband-Schalldruckpegel relativ zu $\alpha = 0^\circ$ ($L_{p,Sr-Okt,skal.0}$: skaliertes Strouhalzahl-Oktavband-Schalldruckpegel bei $\alpha = 0^\circ$)

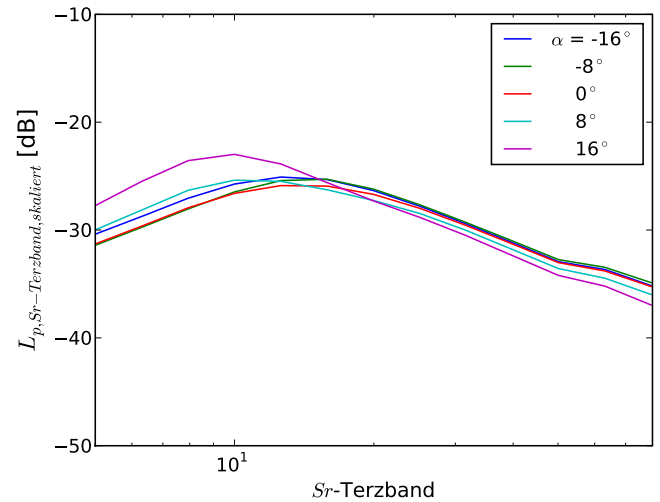


Abbildung 5: mittels [3] berechnete mittlere skalierte Strouhalzahl-Terzband-Schalldruckpegel, Grenzschichtdickenberechnung mittels XFOIL

der Theorie zeigen sich im Bereich von Strouhalzahlen bis zehn. Eine mögliche Ursache dafür sind messtechnische Probleme bei Frequenzen am unteren Ende des ausgewerteten Frequenzbereichs, bedingt durch den Messaufbau.

Literatur

- [1] Brooks, T., Pope, D., Marcolini, M., Airfoil Self-Noise and Prediction, NASA Reference Publication 1218, National Aeronautics and Space Administration (1989)
- [2] Geyer, T., Sarradj, E., Fritzsche, C., Measurement of the noise generation at the trailing edge of porous airfoils, Experiments in Fluids 48 (2) (2010), 291 - 308.
- [3] NWTC Design Codes (NAFNoise by Pat Moriarty). <http://wind.nrel.gov/DesignCodes/simulators/NAFNoise/>. Last modified 12-April-2006; accessed 12-April-2006.