Experimentelle und numerische Untersuchung des Schallentstehungsmechanismus an der Hinterkante eines umströmten 2D-Tragflügelelements

Tom Gerhard, Thomas Carolus

Institut für Fluid- und Thermodynamik, Universität Siegen, 57068 Siegen, E-Mail: tom.gerhard@uni-siegen.de

Einleitung

Schall von Strömungsmaschinen wird zum Großteil von strömungsbedingten Schallquellen an den auftriebserzeugenden Schaufeln oder Rotorblätter verursacht. Brooks, Pope und Marcolini (BPM) [1] entwickelten semi-empirische Modelle, die der Berechnung der wesentlichen, strömungsinduzierten Schallmechanismen eines Tragflügelprofils dienen. Dabei gilt die als Hinterkantenschall (HKS) bezeichnete Interaktion der turbulenten Grenzschicht mit der Tragflügelhinterkante als effizientester Schallentstehungsmechanismus.

Ziel dieser Studie ist die Charakterisierung des HKS eines 2D Tragflügelelements anhand des von Somers [2] ursprünglich für kleine Windturbinen entwickelten S834 Profils. Die vorliegenden experimentellen und numerischen Untersuchungen sollen in Folgestudien mögliche Reduktionsmaßnahmen erlauben.

Vorgehensweise

Tragflügelelement. Das stehende, quasi zweidimensionale Tragflügelprofil mit einer Sehnenlänge von c = 0.2 m und einer Spannweite von $1.33 \cdot c$ wird im aeroakustischen Windkanal der Universität Siegen (Abb. 1, links) bei moderaten Reynolds-Zahlen ($Re_{exp} = 3.5 \cdot 10^5$) untersucht. Um den in modernen Strömungsmaschinen vorherrschenden hohen Reynoldszahlen Rechnung zu tragen, werden hier die Transitionspunkte entsprechend einer $Re_{sim} = 3.5 \cdot 10^6$ auf der Tragflügelsaug- und -druckseite durch 3D-Turbulatoren (Trippingbänder) fixiert. Die Umschlagpunkte werden mit der Software XFOIL [3] berechnet. Der geometrische, um die Windkanaleinflüsse korrigierte Anstellwinkel des Profils beträgt α_{geom} = 12,7°. Dies entspricht einem effektiven Anstellwinkel von α_{eff} = 4.7°, bei dem das Profil bei ungestörter Zuströmung und $Re_{sim} = 3.5 \cdot 10^6$ die maximale Gleitzahl aufweist.

Korrelationsmethoden. Zur Schallquellenlokalisierung und -quantifizierung werden drei Korrelationsmethoden angewandt. (i) Bei der von Blake und Lynch [5] entwickelten Methode dient der Dipol-Charakter des HKS als Filterkriterium zweier phasengleicher und im gleichen Abstand zur Hinterkante positionierter Mikrofone (M2 & M3 in Abb. 1, rechts). Bei reinem Dipolschall sollten diese einen ähnlichen Pegel und eine Phasenverschiebung von 180° aufweisen. Zur Filterung wird die Kreuzkorrelation der Mikrofonsignale zunächst bzgl. des Rauschabstandes analysiert, indem alle Frequenzanteile, deren Differenz kleiner als 6 dB ist, eliminiert werden. Der zweite Filter löscht alle Frequenzen die nicht innerhalb einer Phasenverschiebung von 180°±9° liegen. Das dann doppelt gefilterte Schallspektrum zeigt theoretisch reinen Dipolschall und damit HKS. (ii) Um auszuschließen, dass andere Dipolquellen wie z.B. der bei turbulenter Zuströmung auftretende Vorderkantenschall, den HKS übertönen, wird eine von BPM entwickelte Korrelationsmethode verwendet. Die Kreuzkorrelation zweier saugseitig im gleichen Abstand zu Vorder- und Hinterkante angeordneter Mikrofone (M1 & M2 in Abb. 1) liefert Zeitverschiebungen der bestkorrelierten Signalanteile, aus denen bei bekannter Schallgeschwindigkeit auf den Entstehungsort (hier Vorder- oder Hinterkante) geschlossen werden kann. (iii) Als dritte Methode ermöglicht der Einsatz eines Mikrofon-Arrays die Detektierung und Quantifizierung des emittierten Schalls über weite Frequenzbereiche und weitgehend unabhängig von störenden Hintergrundgeräuschen.

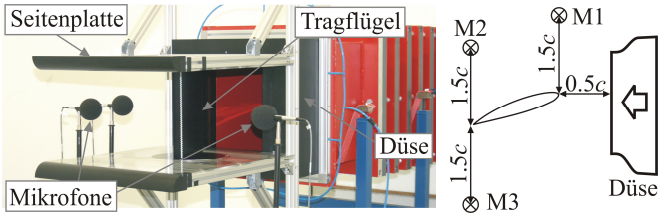

Abb. 1: Links: Aeroakustischer Windkanal; rechts: Mikrofonanordnung (Draufsicht)

Akustische Vorhersage. Das auf semi-empirischen Daten basierende BPM-Modell ermöglicht eine Abschätzung des emittierten HKS im Wesentlichen als Funktion der Grenzschichtverdrängungsdicke δ^*. Eine tiefergehende Analyse der Schallquellen erlauben die durchgeführten Strömungssimulationen. Eine stationäre 3D Simulationen großer Teile des Windkanals inklusive des gesamten Raumes, der Seitenplatten, des Tragflügels und der Düse liefert die Randbedingungen für eine instationäre Large Eddy-Simulation (LES) eines Tragflügelsegments. Die LES Domain erstreckt sich hier vom Düsenaustritt $5.75 \cdot c$ in Strömungs-, $3 \cdot c$ senkrecht zur Strömungsrichtung und $0.075 \cdot c$ in Spannweitenrichtung. Das Trippingband wird in Form einer äquivalenten Stufe berücksichtigt. Die zeitabhängigen LES Daten sind die Eingangsgrößen in Curle's [4] akustische Analogie.

Ergebnisse

Grenzschichtparameter. Abb. 2 zeigt den saugseitigen Verlauf der akustisch relevanten Grenzschichtverdrängungsdicke δ^*. Zusätzlich zu den experimentellen und LES Resultaten sind die XFOIL Ergebnisse für $Re_{sim} = 3.5 \cdot 10^6$ und α_{eff} = 4.7° dargestellt. Die Verläufe zeigen eine gute Übereinstimmung. Der von XFOIL vorhergesagte Absolutwert direkt an der Hinterkante liegt ca. 10% unterhalb der Werte von Experiment und LES.

Korrelationsmethoden. In Abb. 3 ist der Pegel der Kreuzkorrelation L_{Spp} der Mikrofone M2 & M3 nach der Methode von Blake und Lynch dargestellt. In einem Frequenzbereich von 350 Hz bis 3 kHz ist der Rauschabstand ausreichend groß, um Dipolschallquellen zu detektieren. Das doppelt gefilterte Schallspektrum wird von einer breitbandigen Überhöhung im Bereich von 500 Hz dominiert.

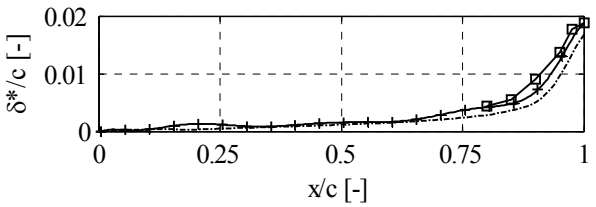

Abb. 2: Grenzschichtverdrängungsdicke (Saugseite); - - - XFOIL (Re_{sim}, α_{eff}); —□— EXP, —+— LES (Re_{exp}, α_{geom})

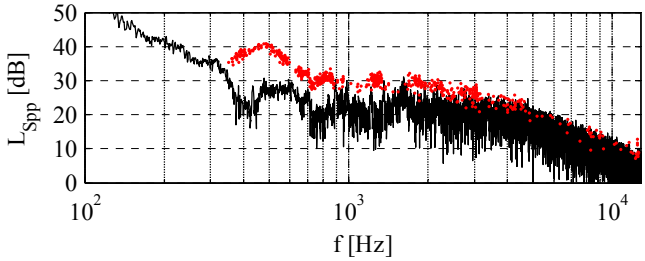

Abb. 3: Experimentell nach Blake and Lynch ermittelter Pegel der Kreuzkorrelation von M2 & M3; —— Hintergrundgeräusch, • gefilterter Tragflügelschall

Dass das in Abb. 3 dargestellte, doppelt gefilterte Schallsignal im Wesentlichen dem HKS zuzuordnen ist, zeigt Abb. 4. Das Maximum der normierten Kreuzkorrelation von M2 & M1 tritt exakt bei der der Hinterkantenposition zuzuordnenden Zeitverschiebung (Δt_{HK}) auf.

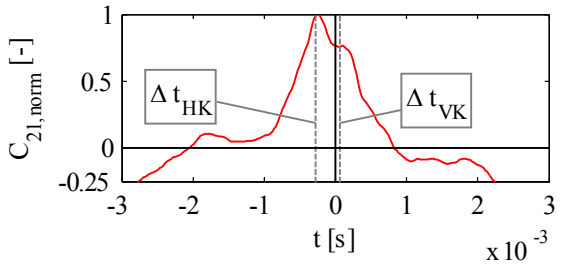

Abb. 4: Normierte Kreuzkorrelation von M2 & M1

Abb. 5 zeigt beispielhaft zwei Ergebnisse der Mikrofon-Array Messungen. Während für das dargestellte niedrige Terzband ($f_{1/3}$ = 160 Hz) die Nahfeldholographie angewendet wurde, ermöglicht der bei höheren Frequenzen (hier $f_{1/3}$ = 2.5 kHz) anwendbare Clean-SC Algorithmus [6] die deutliche bessere räumliche Auflösung und höhere Dynamik. Die Hinterkante wird innerhalb beider Frequenzbänder als Hauptschallquelle detektiert. Bei f > 3 kHz übertönt das Windkanalrauschen das Tragflügeleigengeräusch soweit, dass die Dynamik des Algorithmus nicht ausreicht, um Schallquellen zu differenzieren.

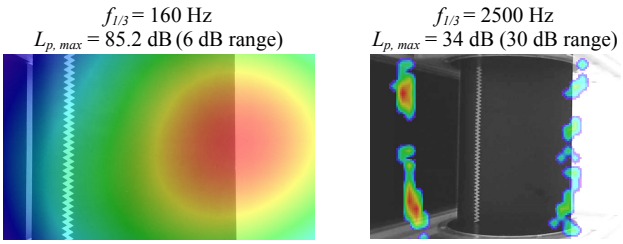

Abb. 5: Mikrofon-Array Messungen im Nahfeld (links) und Fernfeld (rechts); Array saugseitig angeordnet

Akustische Vorhersage. Dass die breitbandige Überhöhung um 500 Hz dem HKS zuzuordnen ist, zeigt auch die mittels der Grenzschichtverdrängungsdicke gebildete Strouhalzahl. Der breitbandige Peak im Schallspektrum entspricht einer Strouhalzahl von $St_{EXP} \approx 0.075$. Dieser Wert stimmt überein mit der Vorhersage des semi-empirischen BPM-Modells, welches den HKS-Peak bei $St_{BPM} \approx 0.06...0.1$ vorhersagt. Darüber hinaus vergleicht Abb. 6 das gefilterte, experimentell ermittelte Kreuzspektrum der Mikrofone M2 & M3 mit dem Ergebnis der auf den LES Daten basierenden akustischen Analogie von Curle. Die Übereinstimmung ist insbesondere im unteren Frequenzbereich gut, auch die breitbandige Erhöhung um 500 Hz wird vorhergesagt. Ab einer Frequenz von etwa 2 kHz liegt die Vorhersage um ca. 5 dB unterhalb der experimentellen Werte.

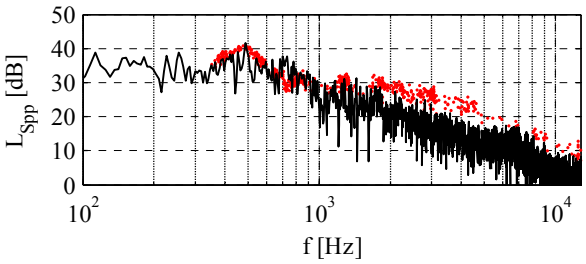

Abb. 6: Pegel der Kreuzkorrelation (Δf_{EXP} = 1 Hz, Δf_{LES} = 5 Hz); —— Curle's Analogie (LES), • gefilterter Tragflügelschall (EXP)

Zusammenfassung

Das Schallspektrum eines umströmten 2D Tragflügelelements mit Somers S834 Profil wurde auf experimentellem und numerischem Wege hinsichtlich der dominierenden Schallquelle untersucht. Durch gezieltes Oberflächentripping werden die Grenzschichtparameter erfolgreich auf die einer künstlich erhöhten Reynolds-Zahl angepasst. Zwei unterschiedliche einfache Korrelationsmethoden sowie die Ergebnisse von Mikrofon-Array Messungen detektieren die Hinterkante des Tragflügelelementes als die über weite Frequenzbereiche dominierende, schallemittierende Region. Darüber hinaus bestätigen die Vorhersage des HKS-Peaks mittels BPM-Modell sowie die Berechnung des Schallspektrums mittels der LES/Curle die experimentellen Ergebnisse.

Literatur

[1] Brooks, T.F., Pope, D.S., Marcolini, M.A., *Airfoil Self-Noise and Prediction*, NASA RP-1218, 1989.

[2] Somers, D.M., *The S833, S834 and S835 Airfoils*, NREL/SR-500-36340, 2005.

[3] Drela, M., *XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils*. University of Notre Dame, 1989.

[4] Curle, N., *The Influence of Solid Boundaries Upon Aerodynamic Sound*, Proceedings of the Royal Society of London, Vol. 231, 505-514, 1955.

[5] Blake, W.K., Lynch, D.A., Ch. 4: Source Characterization by Correlation Techniques, in Experimental Fluid Mechanics, Springer-Verlag, 2002.

[6] Sijtsma, P., Clean based on Spatial Source Coherence, 13th AIAA Aeroacoustic Conf., AIAA-2007-3436, 2007