Zur Schallentstehung an dreidimensionalen wandgebundenen Tragflügelprofilen

Thomas F. Geyer¹, Danielle J. Moreau², Ennes Sarradj³, Con J. Doolan²

¹ Brandenburgische Technische Universität Cottbus - Senftenberg, 03046 Cottbus, Deutschland, Email: thomas.geyer@b-tu.de

² University of New South Wales, Sydney NSW 2052, Australian

³ Technische Universität Berlin, Fachgebiet Technische Akustik, 10587 Berlin, Deutschland

Einleitung

Die Schallentstehung an zweidimensionalen Tragflügelprofilen ist ein klassisches Problem der Aeroakustik. Abhängig von den Zuströmbedingungen sowie der Form und Dimension des Profils entsteht Schall an der Vorderkante oder Hinterkante des Tragflügels. Bei der Schallentstehung an der Hinterkante hängt es zudem von den Eigenschaften der profileigenen Grenzschicht ab, ob der entstehende Schall breitbandig oder tonal ist [1]. Bei einem dreidimensionalen, endlichen Profil kommt es darüber hinaus zu Umströmungseffekten an der Flügelspitze, was zu einer zusätzlichen Schallabstrahlung führen kann [2].

Im vorliegenden Beitrag werden die Strömungsverhältnisse und die Schallentstehung an dreidimensionalen, wandgebundenen Profilen vorgestellt. Das geschieht anhand von akustischen Messergebnissen und Strömungsvisualisierungen, die im aeroakustischen Windkanal der Brandenburgischen Technischen Universität Cottbus - Senftenberg an unterschiedlichen dreidimensionalen Tragflügeln gewonnen wurden. Dabei werden Effekte wie eine unterschiedliche Dicke oder eine Wölbung des Tragflügelprofils berücksichtigt, die sowohl den Ort der Schallentstehung als auch die Form der entstehenden Spektren beeinflussen.

Messaufbau und Datenverarbeitung

Zur Untersuchung der Schallentstehung an den dreidimensionalen wandgebundenen Tragflügeln fanden Messungen im aeroakustischen Windkanal der BTU [3] statt. Die dazu verwendete Düse hat eine rechteckige Austrittsfläche mit einer Abmessung von $0,23 \text{ m} \times 0,28 \text{ m}$. Alle Messungen wurden mit Hilfe eines ebenen Mikrofonarrays, bestehend aus 47 wandbündig eingebauten Viertelzollmikrofonen, durchgeführt. Bild 1 zeigt eine Fotografie des Messaufbaus. Zur Auswertung der Daten fand der CLEAN-SC Beamforming-Algorithmus [4], angewandt auf ein dreidimensionales Quellgebiet, Verwendung [5]. Zum besseren Verständnis der Schallentstehungsmechanismen wurden darüber hinaus zweidimensionale Schalldruckpegelkartierungen mit Hilfe des konventionellen Delay-and-Sum Beamformings [6] angefertigt.

In einer ersten Untersuchung wurde der Effekt der Dicke der Tragflügel auf den entstehenden Schall untersucht. Dazu fand neben einem NACA0012-Tragflügelprofil, welches eine maximale Dicke von 12 % bei 30 % der Sehnenlänge aufweist, auch ein NACA0018-Profil Verwen-



Bild 1: Foto des Messaufbaus im Windkanal



Bild 2: Skizze der Tragflügelprofile unterschiedlicher Dicke

dung. Dieses hat eine maximale Dicke von 18 %, ebenfalls bei 30 % der Sehnenlänge. Bild 2 zeigt Skizzen der Profile. Beide Modelle haben eine Sehnenlänge von 0,1 m und eine Spannweite von 0.12 m und sind in einem Abstand von 0,075 m vom Ausgang der Düse entfernt an einer Seitenwand aus Plexiglas mit Abmessungen von 0,36 m $(vertikal) \times 0.4 \text{ m}$ (in Strömungsrichtung) befestigt. An dieser Position beträgt die Dicke der Grenzschicht an der Wand im untersuchten Geschwindigkeitsbereich (7 m/s bis 50 m/s) etwa 7 mm bis 14 mm. Im Rahmen dieser Messkampagne wurden bei ausgewählten Anstellwinkeln auch Hitzdrahtmessungen (Constant-Temperature Anemometry, CTA) im Nachlauf der Tragflügel sowie Messungen der Wanddruckspannung mit in die Profiloberfläche wandbündig eingebauten Mikrofonkapseln durchgeführt.

In einer zweiten Untersuchung wurde der Effekt einer Wölbung des Tragflügels auf die Schallentstehung untersucht [7]. Dazu wurden Tragflügel vom Typ NACA0012, NACA2412, NACA4412 und NACA6412 verwendet. Dabei steht die erste Ziffer für die maximale Profilwölbung



Bild 3: Skizze der Tragflügelprofile unterschiedlicher Wölbung

in Prozent, bezogen auf die Profilsehne (0 %, 2 %, 4 % und 6 %), und die zweite für die Wölbungsrücklage in Zehnteln der Profilsehne (jeweils 40 %). Bild 3 zeigt Skizzen der verwendeten Profile. Alle Tragflügel hatten eine Sehnenlänge von 0,07 m und eine Spannweite von 0,14 m. Die Tragflügel wurden in einem Abstand von 0,11 m vom Düsenaustritt an der Seitenwand befestigt. Im untersuchten Geschwindigkeitsbereich von etwa 7 m/s bis 50 m/s beträgt die Dicke der Wandgrenzschicht an der Position der Vorderkante zwischen 5 mm und 10 mm.

Die Oberfläche aller Modelle ist glatt und es wurde kein künstlicher Übergang von laminarer zu turbulenter Grenzschicht erzwungen (ungetrippt). Neben der Strömungsgeschwindigkeit wurde auch der geometrische Anstellwinkel α der wandgebundenen Tragflügel variiert. Um eine Vorstellung der Strömungsverhältnisse zu erhalten, wurden außerdem für eine Reihe verschiedener Strömungsgeschwindigkeiten Visualisierungen der Strömung über die Oberfläche eines NACA0012-Tragflügelprofils bei 0° Anstellwinkel durchgeführt.

Ergebnisse

Bild 4 zeigt das Ergebnis der Strömungsvisualisierung am NACA0012-Tragflügel. Darin lässt sich beobachten, dass die Strömung über einen großen Teil des Tragflügels laminar bleibt. Da das Profil nicht getrippt ist, bildet sich bei der gewählten Strömungsgeschwindigkeit in der Nähe der Hinterkante eine deutliche Ablöseblase aus. Diese befindet ist jedoch in Spannweitenrichtung nicht mittig positioniert, sondern in Richtung der Flügelspitze verschoben. Darüber hinaus kommt es durch das freie Ende des Tragflügels zu einer deutlichen Querströmung, die in Richtung der Hinterkante zunimmt. Mit steigender Strömungsgeschwindigkeit kann beobachtet werden, dass die Größe der Ablöseblase in Spannweitenrichtung abnimmt, während gleichzeitig die Strömung über die Spitze des Tragflügels zunimmt.

Der Einfluss der Profildicke auf die Schallentstehung an dreidimensionalen wandgebundenen Tragflügeln ist exemplarisch anhand von Schalldruckpegelspektren für eine Geschwindigkeit von 51 m/s und Anstellwinkel von 0° , 6° , 12° und 20° in Bild 5 sowie an ausgewählten Schalldruckpegelkartierungen in Bild 6 zu sehen. Grundsätzlich weisen die Spektren zum Teil deutliche tonale Charak-



Bild 4: Oberflächen-Strömungsvisualisierung bei einer Geschwindigkeit von etwa 40 m/s (Strömung von links nach rechts)

teristiken auf, da die Tragflügel nicht getrippt waren und es daher zu Wechselwirkungen der Hinterkante mit einer laminaren Grenzschicht kommt. Eine wesentliche Erkenntnis der Untersuchungen ist, dass die Dicke des Tragflügels einen sehr großen Einfluss auf das entstehende Geräusch hat. Bei einem Anstellwinkel von 0° sind die entstehenden Spektren noch recht ähnlich und eher breitbandig. Die zugehörigen Schalldruckpegelkartierungen (Bild 6(a)) zeigen für diesen Anstellwinkel für beide Profile Schallquellen, die fast entlang der gesamten Hinterkante ausgebreitet sind. Zusätzlich ist für das dünnere NACA0012 eine Quelle am Berührungspunkt zwischen Vorderkante und Wand erkennbar. Diese entsteht durch die Wechselwirkung der turbulenten Wandgrenzschicht mit der Vorderkante des Tragflügels. Wird der Anstellwinkel auf 6° erhöht, zeigt das Spektrum des NACA0012 einen sehr deutlichen Ton bei etwa 4,2 kHz mit etwas schwächeren Nebentönen. Bei hohen Frequenzen über 8 kHz zeigt sich dann die erste Harmonische dieses Tons. Das Schalldruckpegelspektrum des NACA0018 weist bei 6° eine Reihe deutlich schwächerer, äquidistanter Töne auf. Betrachtet man für diesen Fall die Schalldruckpegelkartierungen (Bild 6(b)), so sieht man in beiden Fällen eine Schallquelle an der Hinterkante nahe der Flügelspitze, wobei die Schallquelle für das NACA0018 in Spannweitenrichtung etwas größer ist. Bei einem Anstellwinkel von 12° ist es dann das dickere NACA0018, welches deutliche Töne bei etwa 4,5 kHz sowie eine Harmonische bei der doppelten Frequenz erzeugt, während das NACA0012 bei diesem Anstellwinkel nur breitbandigen Schall ohne tonale Charakteristiken abstrahlt. Die Schalldruckpegelkartierungen für diesen Fall (Bild 6(c)) zeigen für das NACA0018 wieder eine Schallquelle an der Hinterkante nahe der Flügelspitze. Das NACA0012 zeigt sowohl eine Quelle entlang der kompletten Hinterkante, die vermutlich durch die Interaktion einer bei diesem An-



Bild 5: Schalldruckpegelspektren bei einer Strömungsgeschwindigkeit von etwa 51 m/s und verschiedenen Anstellwinkeln, — NACA0012, — NACA0018 (Spektren bei $\alpha > 0^{\circ}$ wurden um 50, 100 und 150 dB verschoben.)

stellwinkel turbulenten Grenzschicht mit der Kante entsteht, sowie erneut eine Quelle an der Vorderkante. Beide Quellen weisen eine deutlich niedrigere Amplitude auf als die Quelle am NACA0018. Wird der Anstellwinkel noch weiter auf 20° erhöht, enthalten die Spektren beider Profile keine Töne mehr.

Für die beiden Anstellwinkel, bei denen die Schalldruckpegelspektren starke tonale Charakteristiken aufweisen (6° und 12°), zeigt Bild 7 die Effektivwerte der Geschwindigkeitsfluktuationen aus den Hitzdrahtmessungen. Dabei wurde mit der Hitzdrahtsonde eine Ebene normal zur Strömung, 1 mm stromab der Flügelspitze, abgerastert. Es ist ersichtlich, dass diejenigen Töne, die durch starke Quellen nahe der Flügelspitze entstehen, mit starken druckseitigen Turbulenzen in der Nähe der Flügelspitze einhergehen.

Bild 8 zeigt den sehr komplexen Einfluss der Profilwölbung auf die Schallentstehung an den wandgebundenen dreidimensionalen Tragflügeln. Anders als für die symmetrischen Profile (NACA0012 und NACA0018, Bild 5) sind die erzeugten Schalldruckpegelspektren der gewölbten Profile NACA2412, NACA4412 und NACA6412 bei negativen Anstellwinkeln nicht identisch mit den Spektren bei positiven Anstellwinkeln gleichen Betrags. Bei einem Anstellwinkel von -8° zeigen die drei gewölbten Profile sehr starke tonale Charakteristiken in einem Frequenzbereich von etwa 5 kHz bis 8 kHz sowie jeweils die ersten Harmonischen bei f > 10 kHz. Dabei handelt es sich immer um einzelne Töne, bei den stärker gewölbten Profilen (NACA4412 und NACA6412) kommen noch etwas schwächere Seitentöne dazu. Die Frequenz des primären Tons ist bei dem Profil mit der geringsten Wölbung (NACA2412) am niedrigsten und steigt dann leicht mit Zunahme



(b) 6° Anstellwinkel (Oktavbandmittenfreqenz entspricht Frequenz des Maximums im Spektrum des NACA0012-Tragflügels)



(c) 12° Anstellwinkel (Oktavbandmittenfreqenz entspricht Frequenz des Maximums im Spektrum des NACA0018-Tragflügels)

Bild 6: Oktavband-Schalldruckpegelkartierungen bei einer Strömungsgeschwindigkeit von etwa 51 m/s und Anstellwinkeln von 0°, 6° und 12°

der Wölbung. Bei 0° Anstellwinkel ist das Spektrum für das NACA2412 grundsätzlich ähnlich dem bei -8°. Das NACA4412 zeigt nun nur noch einen primären Ton mit etwas geringerer Amplitude. Das Spektrum des am stärksten gewölbten NACA6412 weist nun nicht mehr einen primären Ton auf, sondern eine kammartige Struktur mehrerer, äquidistanter Töne nahezu gleicher Amplitude. Das nicht gewölbte NACA0012 weist einen starken, vergleichsweise hochfrequenten Ton bei 7660 Hz auf. Interessanterweise unterscheidet sich das hier gezeigte Spektrum von dem in Bild 5, was auf die unterschiedliche Sehnenlänge und Spannweite der Modelle zurückzuführen ist. Bei einem geometrischen Anstellwinkel von 8° weisen die gewölbten Profile keine tonalen Charakteristiken mehr auf. Nur das NACA0012 weist einen sehr starken Ton bei etwa 5650 Hz sowie einen etwas breitbandigeren Ton bei einer Frequenz von etwa 4,3 kHz auf. Wird der Anstellwinkel noch weiter auf 12° erhöht, erzeugen alle Tragflügelprofile nur noch breitbandigen Schall.

Bild 9 zeigt für alle vier Profile exemplarisch Schalldruckpegelkartierungen für ein Oktavband mit einer Mittenfre-



Bild 7: Geschwindigkeitsschwankungen in einer Ebene 1 mm hinter der Flügelspitze bei einer Strömungsgeschwindigkeit von etwa 35 m/s und Anstellwinkeln von 6° und 12°, die Hinterkante erstreckt sich von x, y = -140 mm, 0 mm (Wand) bis -20 mm, 0 mm (Spitze) und ist durch die gestrichelte Linie gekennzeichnet

quenz von 5 kHz bei einem Anstellwinkel von 0°. Es wird deutlich, dass die tonalen Schallquellen bei allen Tragflügelmodellen nicht an der Flügelspitze entstehen, sondern eher innerhalb eines breiten Bereichs entlang der Hinterkante. Beim NACA0012 ist dieser Bereich leicht in Richtung der Flügelspitze verschoben, während er bei den gewölbten Profilen mittig in Spannweitenrichtung positioniert ist.

Literatur

- Brooks, T. F., Pope, D. S., Marcolini, M. A., Airfoil Self-Noise and Prediction NASA Reference Publication 1218, 1989
- [2] Moreau, D. J., Doolan, C. J., Tonal Noise Production from a Wall-Mounted Finite Airfoil. Journal of Sound and Vibration, 363, 199-224, 2016
- [3] Sarradj, E., Fritzsche, C., Geyer, T. F., Giesler, J., Acoustic and Aerodynamic Design and Characterization of a Small-Scale Aeroacoustic Wind Tunnel, Appl Acoust, 70, 1073-1080, 2009
- [4] Sijtsma, P., CLEAN based on spatial source coherence. International Journal of Aeroacoustics, 6(4), 357-374, 2007



Bild 8: Schalldruckpegelspektren bei einer Strömungsgeschwindigkeit von etwa 51 m/s und verschiedenen Anstellwinkeln, — NACA0012, — NACA2412, — NACA4412, — NACA6412 (Spektren bei $\alpha > -8^{\circ}$ wurden um 50, 100, 150 und 200 dB verschoben.)



Bild 9: 5 kHz-Oktavband-Schalldruckpegelkartierungen bei einer Strömungsgeschwindigkeit von etwa 51 m/s und einem Anstellwinkel von 0°

- [5] Sarradj, E., Herold, G., A Python framework for microphone array data processing. Appl Acoust, 116, 50-58, 2017
- [6] Mueller, T.J. (ed.), Aeroacoustic Measurements. Springer Science+Business Media, Berlin, 2002
- [7] Moreau, D. J., Geyer, T. F., Doolan, C. J., Sarradj, E., Camber Effects on the Tonal Noise and Flow Characteristics of a Wall-Mounted Finite Airfoil. 23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2017
- [8] Geyer, T. F. et al., Measurement of the Noise Generated by Wall-Mounted Airfoils of Different Thickness. 24th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2018