

Identifikation aerodynamischer Schallquellen durch den Einsatz verschiedener Messtechniken

Thomas F. Geyer, Erik W. Schneehagen

DLR-Institut für Elektrifizierte Luftfahrtantriebe, 03046 Cottbus, Deutschland,

Email: thomas.geyer@dlr.de, erik.schneehagen@dlr.de

Einleitung

Die aerodynamische Schallentstehung an umströmten Körpern wie Tragflügeln und Zylindern, aber auch komplexeren Objekten wie Komponenten von Fahrzeugen und Flugzeugen, wird häufig anhand skaliert Modelle in aeroakustischen Windkanälen untersucht. Zur Quantifizierung und gegebenenfalls auch Lokalisierung der akustischen Quellen kommen üblicherweise einzelne Mikrofone sowie Mikrofonarrays zum Einsatz. Um die zugrunde liegenden strömungsmechanischen Quellmechanismen verstehen zu können, bedarf es jedoch meist weiterer Informationen über die Interaktion von Strömungsfeld und Messobjekt. Die Hitzdrahtanemometrie ermöglicht zum Beispiel die Messung turbulenter Schwankungsgrößen im akustisch relevanten Frequenzbereich und erlaubt somit Rückschlüsse zwischen hydrodynamischen und akustischen Druckschwankungen. Strömungsvisualisierungen dienen zur Sichtbarmachung von turbulenten Strukturen im Nachlauf oder auf der Oberfläche des Testobjekts. Aerodynamische Kräfte, welche auf das Messobjekt wirken, lassen sich beispielsweise mit Windkanalwaagen erfassen. Oftmals ermöglicht erst die Anwendung mehrerer Messtechniken wesentliche Rückschlüsse auf die Schallquellen. Im Beitrag werden beispielhaft verschiedene Messkampagnen an wandgebundenen Tragflügeln vorgestellt, bei denen aerodynamische Schallentstehungsmechanismen durch den kombinierten Einsatz verschiedener Messtechniken identifiziert und quantifiziert werden konnten.

Wandgebundene finite Tragflügel

Die in Bild 1 schematisch dargestellte Umströmung wandgebundener Tragflügel mit finiter Länge führt zu sehr komplexen Strömungsphänomenen, wie zum Beispiel der Ausbildung eines hufeisenförmigen Wirbels an der Wand sowie der Entstehung eines Spitzenwirbels am freien Ende des Tragflügels. Diese Strömungscharakteristika führen ihrerseits zu komplexen Schallquellen, welche von der Reynoldszahl, von den Parametern der Wandgrenzschicht, vom Profilanstellwinkel sowie von der Geometrie des Tragflügels abhängen. So wurde beispielsweise der Einfluss des Aspektverhältnisses, also des Verhältnisses von Spannweite zu Sehnenlänge, in Arbeiten von Moreau et al. [1] und Klei et al. [2] untersucht. Dabei ist vor allem die Spannweite des Tragflügels in Bezug auf die Dicke der Wandgrenzschicht ein entscheidender Parameter. Darüber hinaus existieren experimentelle Untersuchungen zum Effekt der Wölbung [3] sowie der Dicke [4] des Tragflügelprofils auf die Schallentstehung. Der

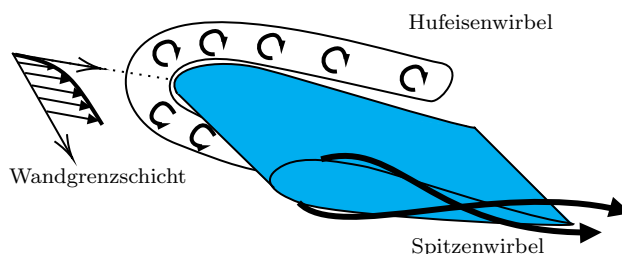


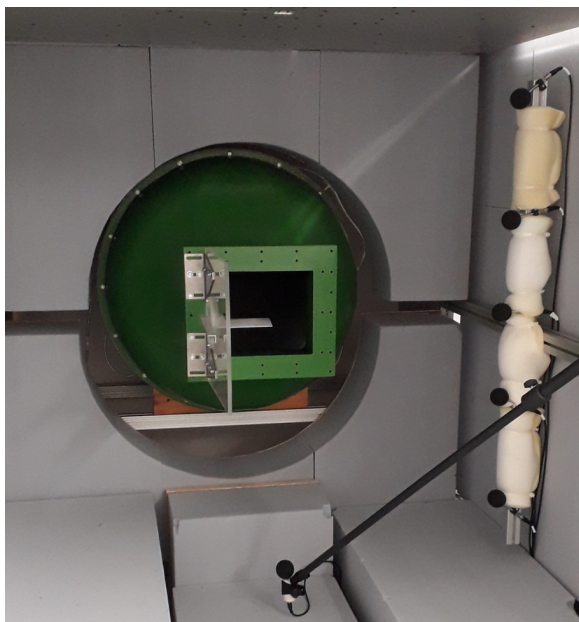
Bild 1: Mögliche Strömungsphänomene an einem wandgebundenen finiten Tragflügel

Einfluss der Form der Flügelspitze wurde in Arbeiten von Zhang et al. [5] untersucht - entsprechende Messdaten dieser Studie stehen als Open-Source Datensatz zur Verfügung. Weitere experimentelle Untersuchungen zum Effekt von Seitenplatten (ähnlich den Winglets an den Flügelspitzen von Flugzeugen) auf die Akustik und Aerodynamik von finiten wandgebundenen Tragflügelprofilen finden sich in [6].

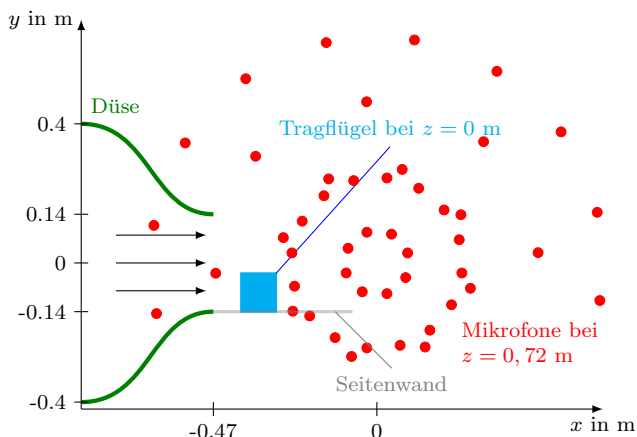
Akustische Messungen

Die hier beschriebenen akustischen Messungen wurden im kleinen Freistrahwindkanal der Brandenburgischen Technischen Universität in Cottbus [7] (siehe Bild 2(a)) unter Verwendung eines ebenen Mikrofonarrays, bestehend aus 56 bündig in eine Aluminiumplatte eingebauten Mikrofonkapseln [8], durchgeführt. Von diesen Mikrofonen wurden für diese Untersuchung jedoch nur 47 für die Auswertung verwendet (siehe Bild 2(b)). Die Messdaten wurden mit einer Abtastfrequenz von 51,2 kHz und einer Messdauer von 40 s aufgezeichnet und anschließend mit Hilfe von sogenanntem akustischen Beamforming, durchgeführt mit der Open-Source Software *Acoular* [9], weiter verarbeitet. Diese enthält gängige Beamforming-Algorithmen wie DAMAS, CLEAN-SC oder Orthogonal Beamforming (eine Übersicht über verschiedene Verfahren findet sich beispielsweise in [10]). Ein erstes Ergebnis des Beamforming sind dabei Kartierungen der Schallquellen, welche bereits eine erste Analyse möglicher Schallentstehungsmechanismen ermöglichen. Durch die Integration über bestimmte Gebiete innerhalb dieser Kartierungen ist schließlich eine Quellentrennung und damit eine Quantifizierung einzelner Schallquellen möglich.

Als Ergebnis der akustischen Messungen an wandgebundenen finiten Tragflügelprofilen zeigt Bild 3 beispielhaft Schalldruckpegelkartierungen für zwei NACA 0012-Tragflügel mit unterschiedlicher Ausführung der Flügelspitze, einmal flach und einmal abgerundet (der Datensatz ist enthalten in [5]). Die Kartierungen wurden



(a) Fotografie



(b) Skizze (Draufsicht)

Bild 2: Akustischer Messaufbaus im Windkanal

für ein Terzband mit einer Mittenfrequenz von 8 kHz angefertigt und zeigen für beide Tragflügel eine starke Schallquelle, welche sich direkt an der Hinterkante der Flügelspitze befindet. Im Fall der flachen Spitze ist dabei ersichtlich, dass der Pegel höher und die Quelle etwas stärker konzentriert ist.

Passend zu diesen Schalldruckpegelkartierungen zeigt Bild 4 die über den gesamten Tragflügel integrierten Schalldruckpegelspektren für beide Tragflügelprofile. Hier zeigen sich vor allem im höheren Frequenzbereich (ca. 5 kHz bis 10 kHz) deutliche Unterschiede. In diesem Frequenzbereich entsteht der Schall vor allem durch die Interaktion des Spitzenwirbels mit der Tragflügelhinterkante. Im hier gezeigten Beispiel führt die Abrundung der Seitenkante zu einer deutlichen Minderung dieser Interaktionsschallquelle.

Strömungsvisualisierung

Eine Sichtbarmachung einer Strömung kann beispielsweise in einer freien (Luft-)Strömung durch das Hin-

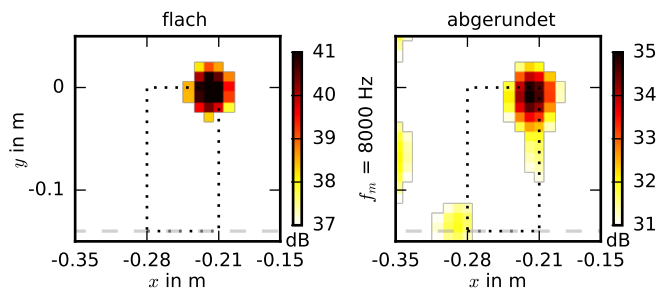


Bild 3: Schalldruckpegelkartierungen für zwei NACA 0012-Tragflügel mit unterschiedlicher Flügelspitze (Strömung von links nach rechts, Delay-and-Sum-Beamforming, Terzband mit 8 kHz-Mittenfrequenz, kein Tripping, Anstellwinkel 10° , $Re = 150.000$, Datensatz enthalten in [5])

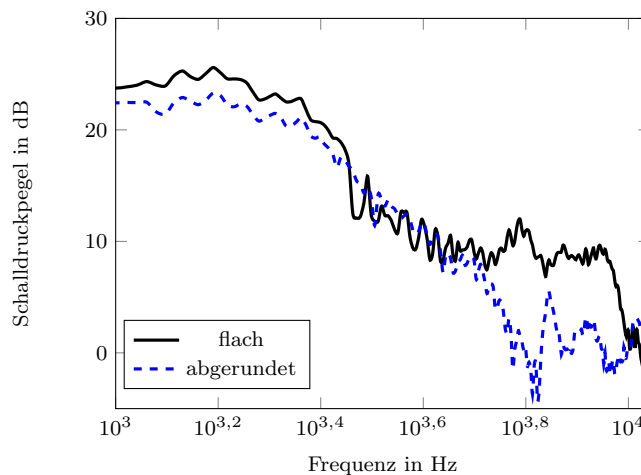


Bild 4: Integrierte Schalldruckpegelspektren für zwei NACA 0012-Tragflügel mit unterschiedlicher Flügelspitze (CLEAN-SC [11], kein Tripping, Anstellwinkel 10° , $Re = 150.000$, Datensatz enthalten in [5])

zufügen von Dampf, Rauch oder eines anderen geeigneten kontrastreichen Fluids in die Strömung erreicht werden. Dadurch lassen sich Strömungsphänomene wie beispielsweise die Ausbildung von Wirbeln (zum Beispiel die von-Kármán'sche Wirbelstraße im Nachlauf eines umströmten Zylinders) sehr gut beobachten. Für die Visualisierung von Oberflächenströmungen werden üblicherweise Partikel mit einem Fluid vermischt, welches anschließend verdunstet. Dadurch ordnen sich die Partikel entsprechend den Strömungslinien auf der Oberfläche des Körpers an und ermöglichen somit beispielsweise Aussagen zu Strömungsabriss, zum Wiederanlegen einer Strömung oder zur Transition (d.h. Umschlag einer laminaren in eine turbulente Grenzschicht). Obwohl die Strömungsvisualisierung in erster Linie nur qualitative Aussagen zur Strömung erlaubt, lassen sich durch darauf aufbauende Messtechniken wie die Particle-Image-Velocimetry auch quantitative Ergebnisse erzielen.

Als Beispiel für die Visualisierung einer freien Strömung zeigt Bild 5 das Strömungsfeld um einen wandgebundenen NACA 4412-Tragflügel, welches im Windkanal der University of New South Wales (UNSW) ermittelt wurde [12]. Auf der Saugseite des Profils wurde bei einem



Bild 5: Freie Strömungsvisualisierung um ein NACA 4412-Tragflügelprofil (Anstellwinkel 15° , $Re = 45.000$, Strömung von links nach rechts)

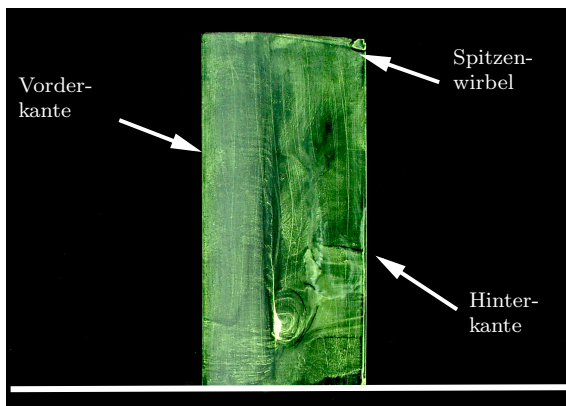


Bild 6: Oberflächenströmungsvisualisierung um ein NACA 4412-Tragflügelprofil (Anstellwinkel 0° , $Re = 150.000$, Strömung von links nach rechts)

geometrischen Anstellwinkel von $\alpha = 15^\circ$ und einer Reynoldszahl von $Re = 4,5 \times 10^4$ stromaufwärts Rauch eingeleitet. Die Aufnahme zeigt die Stromlinien deutlich als weiße Rauchfilamente. In der Draufsicht der Saugseite ist im Bereich der frei endenden Flügelspitze das Rauchgemisch im Nachlauf praktisch nicht zu sehen, was sich auf den an der Flügelspitze entstehenden Spitzenwirbel zurückführen lässt.

Als Beispiel für eine Oberflächenströmungsvisualisierung zeigt Bild 6 die Strömung über ein wandgebundenes, finites NACA 4412-Tragflügelprofil bei einem Anstellwinkel von 0° und einer Reynoldszahl von ca. $1,5 \times 10^5$. Dabei wurde dieselbe Methode wie in [13] verwendet, die auf einer Mischung aus UV-fluoreszierendem Pulver, weißem Spiritus und Ölsäure basiert. Nach dem Einschalten des Windkanals verdunstet der Spiritus, sodass das Pulver entlang der Stromlinien auf der Tragflächenoberfläche ausgerichtet zurückbleibt. Im gezeigten Beispiel ist vor allem die Strömung über die Tragflügelspitze sichtbar, die von der Vorderkante zur Hinterkante zunimmt und die Bildung des Spitzenwirbels verdeutlicht.

Strömungsmessung

Im Gegensatz zum einfachen Sichtbarmachen einer Strömung gibt es Messtechniken, welche eine Quantifizierung der Strömung, zum Beispiel hinsichtlich ihrer Tur-

bulenz, erlauben. Neben der bereits erwähnten Particle Image Velocimetry zählt dazu beispielsweise auch die Hitzdrahtanemometrie. Diese basiert auf dem Prinzip, dass ein sehr dünner, stromdurchflossener Draht durch die Strömung abkühlt, wodurch sich sein elektrischer Widerstand ändert (Constant Temperature Anemometry, CTA). Diese Widerstandsänderung kann dann durch eine entsprechende Schaltung gemessen werden. Für die Messung verschiedener Geschwindigkeitskomponenten stehen neben Eindrahtsonden auch Mehrdrahtsonden zur Verfügung, die Positionierung der Sonde erfolgt üblicherweise durch eine 3D-Traversierung.

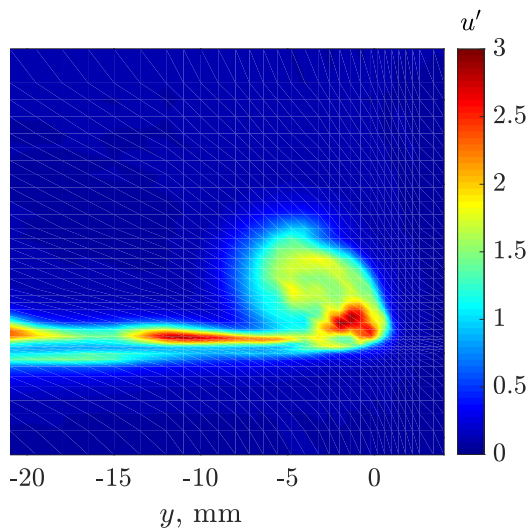
Der Vorteil dieses Messverfahrens ist, dass mit vergleichsweise großer Abtastrate (zum Beispiel 12,5 kHz) und Messdauern im Bereich mehrerer Sekunden gemessen werden kann. Das erlaubt neben der Bestimmung von Parametern wie dem Turbulenzgrad (d.h. der Stärke der Turbulenz) und der integralen Längenskala (d.h. der größten Wirbelabmessung) auch die Ermittlung von Spektren der Geschwindigkeitsfluktuationen, welche beispielsweise mit Fernfeld-Schalldruckpegelspektren verglichen werden können. Einer der Nachteile des Messverfahrens ist jedoch, dass es sich um ein intrusives Verfahren handelt, das heißt dass an der umströmten Messsonde auch Umströmungsschall entsteht und daher üblicherweise Hitzdrahtmessungen und Akustikmessungen nicht parallel durchgeführt werden können.

Bild 7 zeigt exemplarisch die mithilfe der Hitzdrahtanemometrie im Nachlauf zweier unterschiedlicher finiter Tragflügelmodelle gemessenen Spitzenwirbel. Gezeigt ist dort der Effektivwert der Geschwindigkeitsfluktuationen bei einem geometrischen Anstellwinkel von 10° und einer Reynoldszahl von etwa $1,5 \times 10^5$. Dabei ist ersichtlich, dass die kinetische Energie im Fall der abgerundeten Flügelspitze etwas gleichmäßiger verteilt zu sein scheint als für die flache Spitze. Zusätzlich hat die Wirbelstruktur für die abgerundete Spitze etwas geringere Abmessungen, was eine mögliche Ursache für die geringere Schallentstehung (siehe Bild 4) sein könnte.

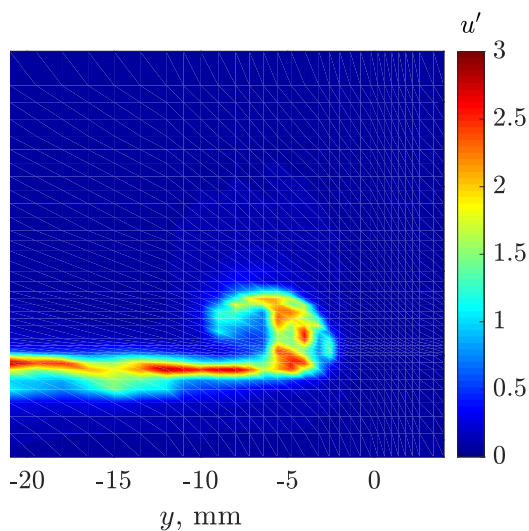
Zusammenfassung

In experimentellen (strömungs)akustischen Studien ist zur Ortung von Schallquellen sowie zum Verständnis physikalischer Schallentstehungsmechanismen oftmals eine Kombination mehrerer Messverfahren notwendig. Das beinhaltet beispielsweise akustisches Beamforming zur Lokalisation und Trennung von Schallquellen, die (qualitative) Strömungssichtbarmachung vom Wirbelstrukturen oder Grenzschichtphänomenen (Transition, Strömungsabriss usw.) sowie quantitative Strömungsmessungen zum Beispiel mittels Hitzdrahtanemometrie oder Particle Image Velocimetry. Zusätzlich ist die Messung aerodynamischer Kräfte, zum Beispiel die Auftriebskraft und Widerstandskraft von Tragflügelprofilen, sowie entsprechender Momente von sehr hoher Wichtigkeit, auch wenn diese im vorliegenden Beitrag nicht explizit beschrieben wurde.

Die vorliegende Veröffentlichung gibt einen ersten Einblick über unterschiedliche akustische Messverfahren und



(a) Flache Flügelspitze.



(b) Abgerundete Flügelspitze.

Bild 7: Effektivwert der Geschwindigkeitsschwankung in Strömungsrichtung u' (in m/s), gemessen in einer Ebene direkt stromab der Hinterkante zweier NACA 0012-Tragflügel mit unterschiedlicher Flügelspitze.

Strömungsmesstechniken für den Einsatz in Windkanalstudien. Dies geschieht am Beispiel umströmter, wandgebundener finiter Tragflügel aufgrund der komplexen Strömung, der größeren Anzahl möglicher Schallquellen sowie aufgrund vieler vorhandener Ergebnisse aus der Literatur sowie aus Benchmarkdatensätzen.

Danksagung

Diese Veröffentlichung basiert auf Untersuchungen, welche teilweise im Rahmen des DAAD-geförderten Projekts “Development of a novel, low-noise wind turbine blade tip using advanced aeroacoustic measurement techniques” (Projekt-ID 57445107) gewonnen wurden. Die Autoren bedanken sich bei Danielle J. Moreau und Tingyi Zhang (beide UNSW). Ein großer Teil der hier gezeigten Daten kann dem unter <https://doi.org/10.1016/j.dib.2019.105058> [5] aufgeführten Benchmark entnommen werden.

Literatur

- [1] Moreau, D. J., Prime, Z., Porteous, R., Doolan, C. J., Valeau, V.: Flow-induced noise of a wall-mounted finite airfoil at low-to-moderate Reynolds number. *Journal of Sound and Vibration*, 333(25) (2014)
- [2] Klei, C. E., Buffo, R. M., Stumpf, E.: Effects of wing tip shaping on noise generation. In *INTER-NOISE and NOISE-CON Congress and Conference Proceedings* (Vol. 249, No. 6, pp. 1984-1993). Institute of Noise Control Engineering (2014)
- [3] Moreau, D. J., Geyer, T. F., Doolan, C. J., Sarradj, E.: Surface curvature effects on the tonal noise of a wall-mounted finite airfoil. *The Journal of the Acoustical Society of America*, 143(6), 3460-3473 (2018)
- [4] Geyer, T. F., Moreau, D. J.: A study of the effect of airfoil thickness on the tonal noise generation of finite, wall-mounted airfoils. *Aerospace Science and Technology*, 115 (2021)
- [5] Zhang, T., Moreau, D. J., Geyer, T. F., Fischer, J., Doolan, C. J.: Dataset on tip vortex formation noise produced by wall-mounted finite airfoils with flat and rounded tip geometries. *Data in Brief*, 28 (2020)
- [6] Schneehagen, E. W.: The aeroacoustic noise reduction effect of end plates for finite airfoils. Dissertation, Technische Universität Berlin (2023)
- [7] Sarradj, E., Fritzsche, C., Geyer, T. F., Giesler, J.: Acoustic and aerodynamic design and characterization of a small-scale aeroacoustic wind tunnel. *Applied Acoustics*, 70(8), 1073-1080 (2009)
- [8] Sarradj, E.: A fast signal subspace approach for the determination of absolute levels from phased microphone array measurements. *Journal of Sound and Vibration*, 329(9), 1553-1569 (2010)
- [9] Sarradj, E., Herold, G.: A Python framework for microphone array data processing. *Applied Acoustics*, 116, 50-58 (2017)
- [10] Merino Martínez, R. et al.: A review of acoustic imaging methods using phased microphone arrays: Part of the “Aircraft Noise Generation and Assessment” Special Issue. *CEAS Aeronautical Journal*, 10(1), 197-230 (2019)
- [11] Sijtsma, P.: CLEAN based on spatial source coherence. *International Journal of Aeroacoustics*, 6(4), 357-374 (2007)
- [12] Schneehagen, E., Geyer, T. F., Sarradj, E., Moreau, D. J.: Aeroacoustic noise reduction by application of end plates on wall-mounted finite airfoils. *Experiments in Fluids*, 62(5), 106 (2021)
- [13] Talboys, E., Geyer, T. F., Prüfer, F., Brücker, C.: A parametric study of the effect of self-oscillating trailing-edge flaplets on aerofoil self-noise. *Applied Acoustics* 177 (2021)