

BTGNX: Windkanalexperiment zu kopfspaltströmungsinduzierter Geräusentstehung – Teil 2: Experimentelle Untersuchung

Fabian Reuschling¹, Lev Liberson², Stephan-Michael Pott-Pollenske³ und Jan W. Delfs⁴

Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR),
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

E-Mail: ¹fabian.reuschling@dlr.de, ²lev.liberson@dlr.de, ³michael.pott-pollenske@dlr.de, ⁴jan.delfs@dlr.de

Einleitung

Anknüpfend an die auf der DAGA 2023 vorgestellten Grundzüge des Braunschweig Tip-Gap-Noise eXperiment (BTGNX) [1], werden nachfolgend die durchgeführte experimentelle Untersuchung, der dabei genutzte Versuchsaufbau, die eingesetzten Messtechniken und erste Ergebnisse präsentiert. Die begleitend dazu erfolgten numerischen Arbeiten werden in *Teil 1: Numerische Ergebnisse* dargelegt.

Das Ziel des BTGNX ist eine aeroakustische Untersuchung der Strömung im Spalt zwischen der Seitenkante eines Flügels und einer ebenen Platte, wie sie sich zum Beispiel bei einem Ventilator zwischen Rotorblatt und Gehäuse ausbildet. In dem Kooperationsprojekt mit dem Ventilatorhersteller ebm-papst Mulfingen werden dazu sowohl numerische Arbeiten durchgeführt, als auch ein Windkanalexperiment, das eine breite akustische Datenbasis zur Validierung der Simulationen bereitstellen soll.

Versuchsaufbau & -durchführung

In der Literatur lassen sich bereits diverse numerische und experimentelle Untersuchungen der Strömung im Kopfspalt (englisch: tip gap) finden (z. B. [2], [3]), die sich jedoch größtenteils auf aerodynamische Metriken konzentrieren. Eine der umfangreichsten Studien wurde im Rahmen des europäischen Projektes PROBAND [4] an der Universität von Lyon durchgeführt. Die akustischen Metriken beschränkten sich jedoch auf ein rotiertes Einzelmikrofon mit dem die Richtcharakteristik der Kopfspaltquelle erfasst wurde.

Der dort verwendete Versuchsaufbau (siehe [5]) wurde für die Untersuchung im Rahmen des BTGNX adaptiert und mit vier Änderungen versehen, um den Umfang und die Qualität der akustischen Daten zu verbessern. Der Grundaufbau besteht aus einem Flügel mit NACA 5510-Profil und 200 mm Sehnenlänge, der vertikal im Akustischen Windkanal Braunschweig (AWB) montiert ist (siehe Abbildung 1). Der Düsenaustrittsquerschnitt des AWB ist mit 800 mm Breite und 1200 mm Höhe deutlich größer als der des an der Universität von Lyon genutzten Windkanals mit 450 mm Breite und 200 mm Höhe, wodurch Störeinflüsse verringert werden.

Zudem erlaubt er die Integration einer ebenen Platte (Kopfblech) im Kernstrom des Windkanals, zu der der Kopfspalt gebildet wird und auf der sich eine neue Grenzschicht aufbaut. Dem gegenüber wurde bei dem Experiment an der Universität von Lyon (kurz „Lyon-Experiment“) der Kopfspalt zu der Fortführung der

Düsenkante gebildet.

In das Kopfblech wurde – direkt gegenüber der Flügelseitenkante – ein Array mit 256 MEMS-Mikrofonen (MEMS = Micro-Electro-Mechanical System) integriert. Zudem wurde am Ende des Flügels eine Schnittstelle vorgesehen, an die vier verschiedene 3D-gedruckte Geometrievariationen (Winglets) angebaut wurden. Diese sind ein gerades Ende wie im Lyon-Experiment genutzt (0, Referenzwinglet), eine Verrundung von der Druck- zur Saugseite (1), eine Fortführung dieser Verrundung etwas über die Saugseite hinaus (2) und eine beidseitige Aufdickung ohne Verrundung in Form eines „T“ (3).

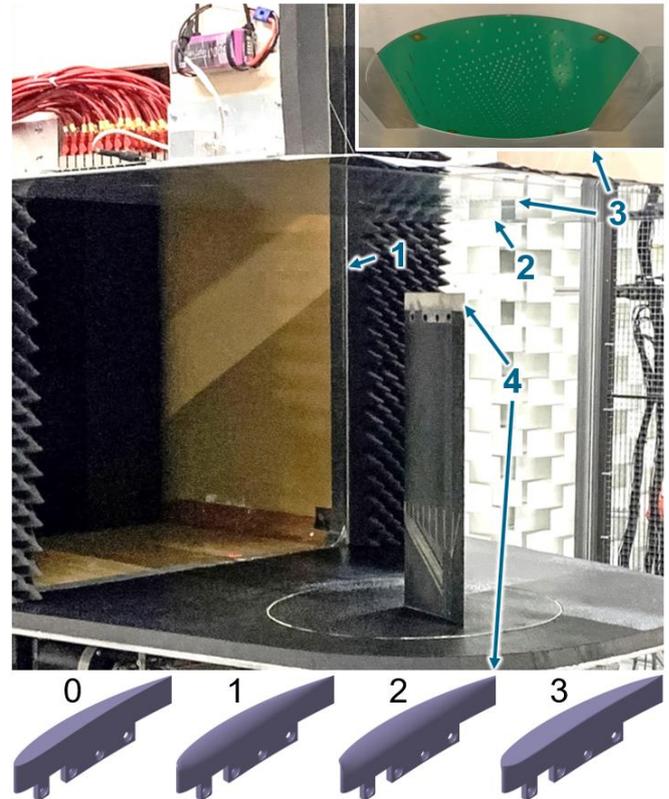


Abbildung 1: Übersicht des Versuchsaufbaus im AWB mit Markierung der Anpassungen: 1 – größerer Düsenquerschnitt, 2 – Kopfblech zum Aufbau einer sauberen Grenzschicht, 3 – MEMS-Array, 4 – Geometrievariationen

Ergänzend zum MEMS-Array wurde parallel zur Hauptströmungsrichtung auf die Saugseite des Flügels gerichtet ein Beamforming-Array mit 96 $\frac{1}{2}$ "-Mikrofonen aufgebaut. Weiterhin wurden zehn $\frac{1}{4}$ " Fernfeldmikrofone in 12° -Winkelabstand zueinander installiert. Von diesen waren sieben auf die Saugseite und die übrigen auf die Druckseite gerichtet. Der Abstand zum Flügel betrug 1,7 Meter mit

Ausnahme zweier Fernfeldmikrofone auf der Saugseite, die in 2,67 Meter Abstand montiert waren. Darüber hinaus wurden in das Referenzwinglet zwei Kulites und in die Saug- und Druckseite des Flügels auf Höhe der Schnittstelle jeweils ein weiteres Kulite eingebaut. Auf halber Spannweite des Flügels befinden sich 31 statische Druckbohrungen.

Die experimentellen Untersuchungen wurden zwischen dem 22.01. und 08.02.2024 durchgeführt. Dabei wurden alle vier Winglets bei neun geometrischen Anstellwinkeln zwischen 0° und 16° in 2° -Schritten und 22 Spalthöhen zwischen 0 mm (Kontakt mit Kopfblech bzw. MEMS-Array) und 200 mm (Werte siehe Abbildung 2) vermessen. Für 200 mm Spalthöhe wird angenommen, dass die Strömungsverhältnisse denen einer freien Seitenkante entsprechen. Das Referenzwinglet wurde bei den vier Windgeschwindigkeiten 30 m/s, 40 m/s, 50 m/s und 60 m/s vermessen. Die übrigen Winglets wurden bei 40 m/s und 60 m/s vermessen. Die Samplerate betrug 51 kHz bei 30 Sekunden Samplezeit.

Erste Ergebnisse

Zum gegenwärtigen Zeitpunkt liegen lediglich während der Messung prozessierte Daten vor, bei denen keine der notwendigen Korrekturen (Mikrofonkorrekturen, atmosphärische Dämpfung, Scherschichtkorrektur und konvektive Verstärkung) eingerechnet ist. Aus diesem Grund werden im Folgenden Spektren für ein Fernfeldmikrofon betrachtet, das bei dem Referenzanstellwinkel von $\alpha = 12^\circ$ orthogonal zur Sehne auf die Druckseite gerichtet ist. Für dieses sind nur geringe Korrekturen zu erwarten. Erste Erkenntnisse lassen sich dennoch ableiten und sind ein Indikator dafür, welche Konfigurationen und Frequenzbereiche bei der Auswertung der korrigierten Daten besonders betrachtet werden sollten. Im Folgenden wird sich auf Spektren für das Referenzwinglet bei $U_\infty = 40$ m/s Windgeschwindigkeit beschränkt.

Spalthöhenvariation

Die für die Eingrenzung der Kopfspaltquelle entscheidende Parametervariation ist die der Spalthöhe, welche hier als erstes betrachtet wird. Die Spektren für alle vermessenen

Spalthöhen zwischen 0 mm und 200 mm, sowie für eine Referenzmessung ohne eingebauten Flügel, aber sonst identischen Aufbau, sind in Abbildung 2 dargestellt.

Es lassen sich direkt zwei Frequenzbereiche identifizieren, in denen die Spalthöhe einen deutlichen Einfluss auf die gemessenen Schalldruckpegel hat. Dies ist zum einen der Bereich zwischen 1 und 2 kHz und zum anderen der Bereich zwischen 6 und 12 kHz.

In dem ersten Bereich tritt bei Spalthöhen von 0 mm bis 6 mm eine Pegelverringerung verglichen mit dem Fall der freien Seitenkante (200 mm Spalthöhe) ein, wobei die Spektren für alle sieben Spalthöhen nahezu übereinander liegen. Beginnend mit 8 mm Spalthöhe steigen die Pegel schrittweise an, bis diese bei 20 mm Spalthöhe ihr Maximum erreichen und bei weiterem Auffahren des Spaltes kontinuierlich bis auf das Niveau der freien Seitenkante absinken. Erreicht wird dieses bei einer Spalthöhe von 100 mm. Die vorläufige Hypothese ist, dass primär in diesem Bereich der Kopfspaltquellmechanismus verortet ist. Unterstützt wird dies durch ähnliche Pegelverläufe bei den anderen gemessenen Geschwindigkeiten und einer entsprechenden Verortung der Schallquellen durch das Beamforming-Array. Auffällig ist, dass die Spalthöhe, ab der eine Pegelsteigerung zu beobachten ist (8 mm), genau der Grenzschichtdicke in diesem Bereich entspricht. Es ist daher zu vermuten, dass die Kopfspaltquelle in diesem Frequenzbereich erst aktiv wird, sobald die Seitenkante des Flügels außerhalb der Grenzschicht liegt.

Ein dazu entgegengesetzter Verlauf zeigt sich in dem zweiten Frequenzbereich. Bei 0 mm und 1 mm Spalthöhe liegen die Pegel auf dem Niveau der freien Seitenkante, steigen für 2 mm Spalthöhe auf das Maximum an und fallen danach bis 20 mm Spalthöhe wieder auf den Pegel der freien Seitenkante ab. Im Bereich um 10 kHz zeigt sich der Großteil des Abfalls bei einer Spaltvergrößerung um einen Millimeter auf 3 mm. Bisher konnte – auch mit Betrachtung der anderen Windgeschwindigkeiten – keine schlüssige Hypothese für die beobachteten Pegelverläufe gefunden werden. Eine Vermutung ist, dass während der Versuche beobachtete Vibrationen des Kopfbleches einen Einfluss haben. Da die Spalthöhen ab 2 mm in einer Messung und die

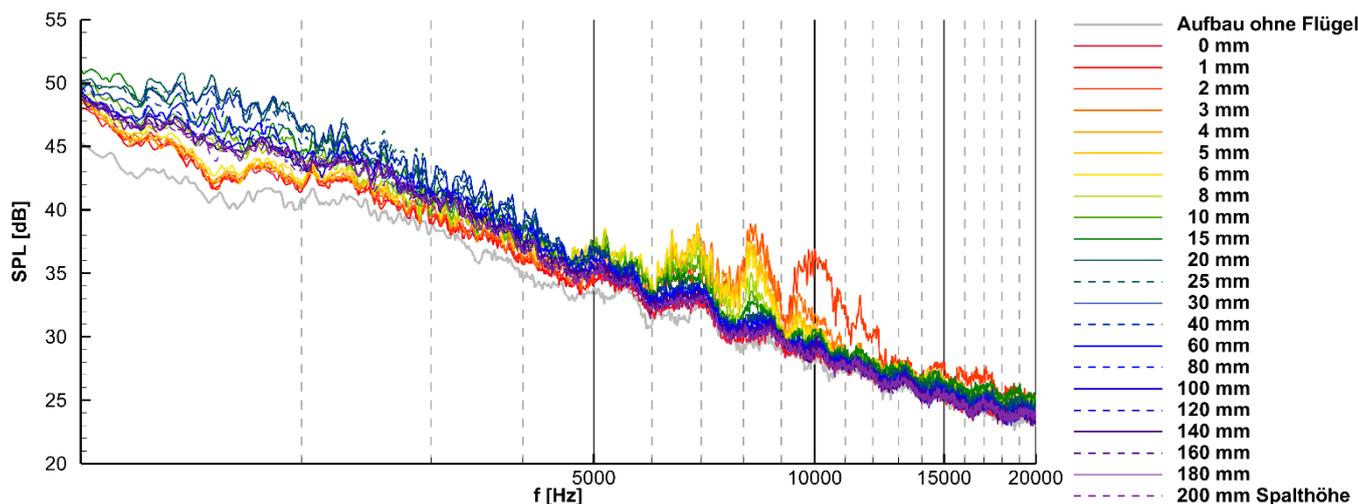


Abbildung 2: Schalldruckpegelspektren für alle vermessenen Spalthöhen für das Referenzwinglet bei $U_\infty = 40$ m/s und $\alpha = 12^\circ$ ($\Delta f \approx 12,45$ Hz)

Spalthöhen 0 mm und 1 mm jeweils separat vermessen wurden, könnte dies auch den spontanen Pegelanstieg von 1 mm auf 2 mm Spalthöhe erklären. Mit den bisher betrachteten Daten ließ sich diese These jedoch nicht weiter stützen. Neben anderen betrachteten Störeinflüssen des Versuchsaufbaus, können die Beobachtungen auch auf einen zweiten Quellmechanismus im Kopfspalt hindeuten, der dem zuvor beschriebenen entgegen läuft.

Quelllokalisierung

Zur räumlichen Eingrenzung der Schallquellen in dem zweiten Frequenzbereich, werden in diesem Abschnitt die Beamforming-Maps für die 10 kHz-Terz (Frequenzbereich von 9 bis 11,2 kHz) bei 2 mm Spalthöhe und 20 mm Spalthöhe betrachtet. Diese sind in Abbildung 3 dargestellt. Wie zuvor beschrieben, ist das Beamforming-Array auf die Saugseite des Flügels gerichtet, sodass bei der Darstellung mit Strömungsrichtung von links nach rechts (gezeigt ist die Druckseite) die Schallquellen auf der abgewandten Seite des Flügels zu finden sind. Farblich hervorgehoben ist jeweils die Kontur des Flügels.

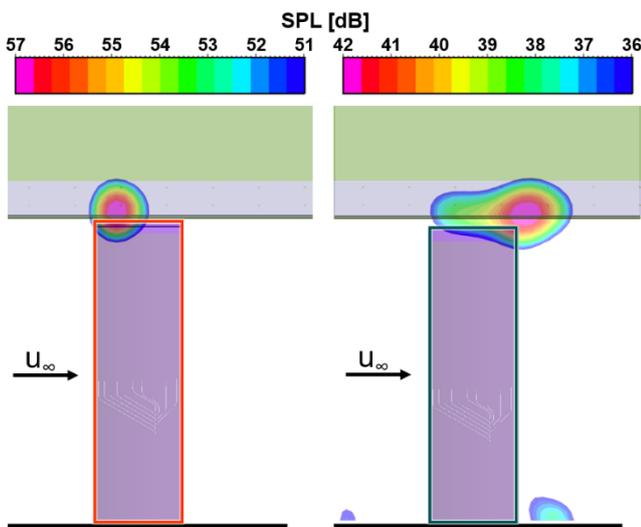


Abbildung 3: Beamforming-Maps der 10kHz-Terz für 2 mm Spalthöhe (links) und 20 mm Spalthöhe (rechts) für das Referenzwinglet bei $U_\infty = 40$ m/s und $\alpha = 12^\circ$

Bei 2 mm Spalthöhe ist deutlich eine einzelne Schallquelle im vorderen Bereich des Spaltes zu erkennen. Zu 20 mm Spalt hin nehmen zum einen, wie nach Analyse der Spalthöhenvariation zu erwarten, die Quellstärken ab, zum anderen verschiebt sich die primäre Schallquelle zur Hinterkante. Die zuvor identifizierte Quelle nahe der Vorderkante lässt sich zwar weiterhin ausmachen, ist aber deutlich abgeschwächt. Bei einem weiteren Auffahren des Spaltes entfällt diese Quelle gänzlich und es bleibt lediglich die an der Hinterkante.

Zwar lässt sich bei der beschriebenen Verortung der Schallquellen ein Einfluss der Kopfblechvibrationen nicht gänzlich ausschließen, es wäre in diesem Fall aber eine weniger punktuelle Quelle zu erwarten. Damit ist es wahrscheinlicher, dass es sich um einen zweiten Kopfspaltquellmechanismus handelt, der zu einer Geräuschenstehung im vorderen Bereich des Flügels führt. Im Frequenzbereich zwischen 1 kHz und 2 kHz zeigen die

Beamforming-Maps die Quelle nahe der Hinterkante des Flügels an.

Die sich bei größeren Spalthöhen entwickelnde Quelle an der Hinterkante lässt sich vermutlich auf eine Interaktion eines klassischen Flügelrandwirbels mit der Flügelhinterkante zurückführen und ist insofern für die vorliegende Untersuchung nicht relevant.

Die scheinbar zufällig auf der unteren Platte liegenden Sekundärschallquellen fallen zusammen mit der Vorder- und Hinterkante des drehbaren Einsatzes zur Anstellwinkelverstellung. Sowohl die Platte, als auch der Einsatz sind mit Schaumstoff belegt, zwischen den allerdings für besseres Gleiten ein Teflonband gelegt ist, das die Schallquellen verursacht. Diese Quellen sind daher ebenfalls nicht relevant und zeigen auch keine Probleme beim Beamforming an.

Anstellwinkelvariation

Als zweite Parametervariation wird im Folgenden die Variation des Anstellwinkels zwischen 0° und 16° bei einer festen Spalthöhe von $h = 2$ mm betrachtet, wie in Abbildung 4 dargestellt.

Zusätzlich zu den zuvor erwähnten zwei Frequenzbereichen, lässt sich hier ein dritter Frequenzbereich bei sehr niedrigen Frequenzen zwischen 200 Hz und 500 Hz – nahe der unteren Grenzfrequenz des AWB von 200 Hz – abgrenzen, in dem eine Variation des Anstellwinkels zu einer Pegeländerung führt. Diese Beobachtungen sind jedoch nicht auf einen Effekt des Kopfspaltes zurückzuführen. Es handelt sich stattdessen um das Hinterkantengeräusch des Flügels, das mit dem Auftrieb (bzw. dem Anstellwinkel) skaliert. Diese Schlussfolgerung wird durch die Quelllokalisierung des Beamformings und die Anstellwinkelvariationen bei weiteren Spalthöhen und Geschwindigkeiten unterstützt.

In dem zuvor identifizierten ersten Frequenzbereich zwischen 1 kHz und 2 kHz ist bei einer Spalthöhe von 2 mm kein Effekt des Anstellwinkels zu beobachten. Bei anderen bisher betrachteten Spalthöhen ist dies jedoch teilweise der Fall (z. B. bei 10 mm Spalthöhe). Die Hypothese ist, dass eine Variation mit dem Anstellwinkel nur dann zu beobachten ist, wenn die Kopfspaltquelle aktiv ist, der Pegel für die betreffende Spalthöhe entsprechend nicht unter dem der freien Seitenkante liegt (siehe Abbildung 2) bzw. die Flügelseitenkante nicht in die Grenzschicht eintaucht. Nach den Schlussfolgerungen im Abschnitt Spalthöhenvariation also ab 8 mm Spalthöhe. Eine systematische Analyse der Anstellwinkelvariation bei verschiedenen Spalthöhen steht jedoch noch aus.

Im Gegensatz dazu sind in dem zweiten der abgegrenzten Frequenzbereiche zwischen 6 kHz und 12 kHz ähnlich deutliche Pegeländerungen mit dem Anstellwinkel zu beobachten, wie sie zuvor bei der Spalthöhenvariation festgestellt wurden. Da zuvor keine Abhängigkeit von der Grenzschichtdicke festgestellt werden konnte, ist es nachvollziehbar, dass sich in diesem Bereich Effekte der Anstellwinkeländerung zeigen, während dies im Bereich zwischen 1 kHz und 2 kHz nicht der Fall war. Der Quellmechanismus lässt sich allerdings auf Basis der bisher

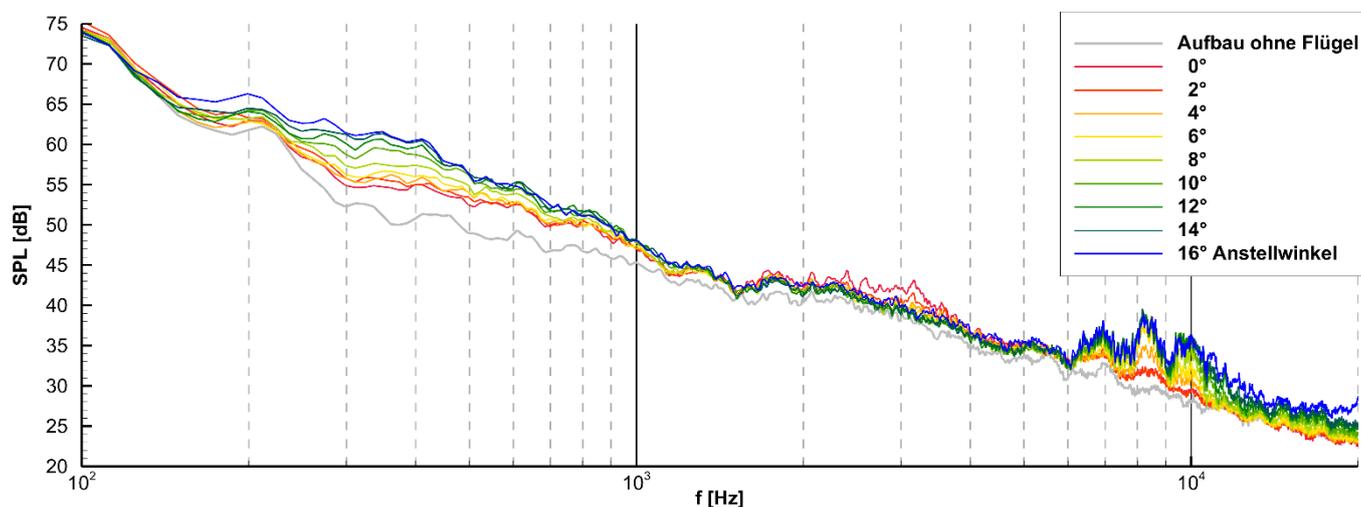


Abbildung 4: Schalldruckpegelspektren für alle vermessenen Anstellwinkel für das Referenzwinglet bei $U_\infty = 40 \text{ m/s}$ und $h = 2 \text{ mm}$ ($\Delta f \approx 12,45 \text{ Hz}$)

betrachteten Anstellwinkelvariationen nicht weiter eingrenzen.

Zwischenstand

Wie zuvor erwähnt, wurde das Experiment erst kürzlich durchgeführt und hier nur unkorrigierte Spektren betrachtet. Dementsprechend stellen diese Ausführungen lediglich einen Zwischenstand der Arbeiten im Kooperationsprojekt BTGNX dar.

In diesem Artikel wurde der auf Basis von Experimenten an der Universität von Lyon erstellte Versuchsaufbau vorgestellt. Dabei wurden vier implementierte Verbesserungen aus aeroakustischer Sicht gegenüber dem Vorbildaufbau hervorgehoben. Ergänzt wurde dies durch einen Überblick über die eingesetzte Messtechnik.

Weiterhin wurden erste Ergebnisse zur Variation der Spalthöhe und des Anstellwinkels, sowie zur Lokalisation der Schallquellen präsentiert. Dabei konnten zwei Bereiche eingegrenzt werden, in denen sich Effekte durch Quellmechanismen im Bereich des Kopfspaltes zeigen.

Der erste Bereich liegt zwischen 1 kHz und 2 kHz. Hier konnte eine Abhängigkeit von der Grenzschichtdicke festgestellt werden. Bei einem Eintauchen der Flügelseitenkante in die Grenzschicht zeigte sich keine Kopfspaltquelle und entsprechend keine Pegelveränderung mit Spalthöhe oder Anstellwinkel. Bei Spalthöhen größer als die Grenzschichtdicke zeigte sich eine eindeutige Abhängigkeit von der Spalthöhe und – nach vorläufigen Analysen – dem Anstellwinkel.

Der zweite Bereich wurde zwischen 6 und 12 kHz identifiziert. Für diesen ließen sich jedoch keine klaren Schlussfolgerungen zu möglichen Abhängigkeiten oder Schallentstehungsmechanismen ziehen. Da Pegelerhöhungen bei Spalthöhen kleiner als die Grenzschichtdicke festgestellt wurden und dort auch mit dem Anstellwinkel variieren, ist eine Abhängigkeit von der Grenzschichtdicke auszuschließen.

Sobald vollständig korrigierte Daten vorliegen, wird die Auswirkung der Kopfspaltquelle in den identifizierten Frequenzbereichen detailliert untersucht. In dem Zuge

werden dann ebenfalls die Effekte einer Geschwindigkeitsvariation, sowie die horizontale und vertikale Richtcharakteristik betrachtet. Weiterhin ist eine Auswertung der Daten des MEMS-Arrays und der Kulites vorgesehen, die bisher noch nicht systematisch analysiert wurden. Speziell beim MEMS-Array soll versucht werden ein Nahfeld-Beamforming vorzunehmen, sowie verschiedene Kohärenzen zu berechnen. Zudem steht noch die Betrachtung der drei weiteren Wingletvarianten und deren Effekt auf die Kopfspaltquellmechanismen aus. Abschließend soll ein Vergleich mit den für das Lyon-Experiment vorliegenden Daten vorgenommen werden. Zwei Herausforderungen hierbei sind der geringe Bereich der Spalthöhenvariation (lediglich bis 10 mm) und die unterschiedliche Grenzschichtdicke, die eine Normierung erfordert.

Danksagung

Ein besonderer Dank gilt Dr.-Ing. Daniel Ernst vom DLR-Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik in Göttingen für die Auslegung des MEMS-Arrays und seine Unterstützung bei dessen Betrieb.

Literatur

- [1] Liberson, L. et al.: Simulationsgestützte Konzeptionierung eines aeroakustischen Experimentes zur Untersuchung von kopfspaltströmungsinduzierter Geräuschenstehung. Fortschritte der Akustik – DAGA 2023 (2023), 1520-1523
- [2] Grilliant, J.: Contribution à l'étude aéroacoustique des écoulements de jeu. Promotionsschrift (2009)
- [3] Saraceno, I. et al.: Influence of non-dimensional parameters on the tip leakage noise. AIAA Aviation Forum 2023 (2023)
- [4] CORDIS-Eintrag des Projektes PROBAND, URL: <https://cordis.europa.eu/project/id/12222>
- [5] Jacob, M. C. et al.: Aeroacoustic investigation of a single airfoil tip leakage flow. International Journal of aeroacoustics volume 9, number 3 (2010)