Untersuchung der tonalen Schallentstehung umströmter Tragflügelprofile

Thomas F. Geyer, Benjamin Karijasevic

BTU Cottbus-Senftenberg, Lehrstuhl Technische Akustik, 03046 Cottbus, Deutschland, Email: thomas.geyer@b-tu.de

Einleitung

Bildet sich bei der Umströmung eines Tragflügel- oder Schaufelprofils auf dessen Oberfläche eine laminare Grenzschicht aus, so kommt es zu einer stark tonalen Schallentstehung an der Hinterkante (siehe Bild 1). Diese äußert sich durch eine sehr charakteristische spektrale Struktur, die sich aus deutlichen Haupttönen und weiteren kleineren Nebenmaxima zusammensetzt. Dieser Schallentstehungsmechanismus tritt meist bei niedrigen Strömungsgeschwindigkeiten und Tragflügeln mit vergleichsweise geringer Sehnenlänge auf, was in der Praxis vor allem bei Kompressoren, kleinen Lüftern, Mikrowindanlagen, U-Booten und kleinen unbemannten Luftfahrzeugen vorkommt.

Im Beitrag werden die Ergebnisse einer Untersuchung an drei NACA0012-Tragflügelmodellen mit unterschiedlicher Sehnenlänge vorgestellt, die im aeroakustischen Windkanal der Brandenburgischen Technischen Universität Cottbus-Senftenberg durchgeführt wurde. Dabei soll vor allem der Einfluss der Strömungsgeschwindigkeit und der Sehnenlänge, aber auch der des Anstellwinkels, auf die tonalen Charakteristiken dargestellt werden.

Die Messungen wurden im Rahmen eines gemeinsamen Forschungsprojekts mehrerer Universitäten durchgeführt, bei dem eine Vielzahl von Messdaten an laminar umströmten Tragflügeln gesammelt werden soll. Dadurch soll der Einfluss von Effekten der Messeinrichtung auf die Ergebnisse untersucht beziehungsweise ausgeschlossen werden.

Theorie

Bei der Wechselwirkung der laminaren Grenzschicht eines Tragflügels entsteht an der Tragflügelhinterkante Schall mit deutlichen tonalen Anteilen. Diese tonalen Anteile bestehen aus einem sehr dominanten Hauptton mit etwas schwächeren Nebentönen. Zur Abhängigkeit der Frequenz dieser Töne von der Strömungsgeschwindigkeit sowie von anderen Parametern existiert eine Vielzahl experimenteller und numerischer Untersuchungen.

Eine der ersten Studien ist die Arbeit von Paterson et al. [1], in welcher ein relativ einfaches Modell für den Zusammenhang der Tonfrequenzen und der Strömungsgeschwindigkeit U abgeleitet wird. Dabei weisen die Töne über begrenzte Strömungsgeschwindigkeitsbereiche jeweils eine Abhängigkeit von $U^{0,8}$ auf. Zwischen diesen Bereichen erfolgen plötzliche Sprünge der Frequenzen, so dass sich eine allgemeine Abhängigkeit von $U^{1,5}$ ergibt. Dadurch entsteht eine sogenannte "Leiterstruktur", die in Bild 2 dargestellt ist.

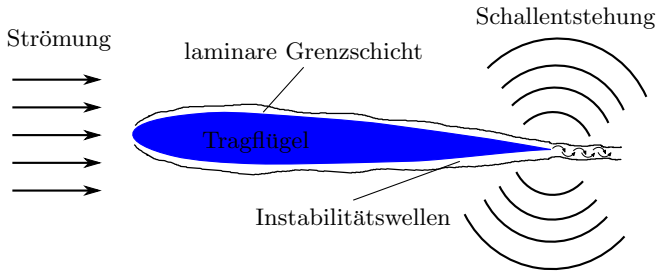


Bild 1: Schema der Schallentstehung an der Hinterkante eines Tragflügels

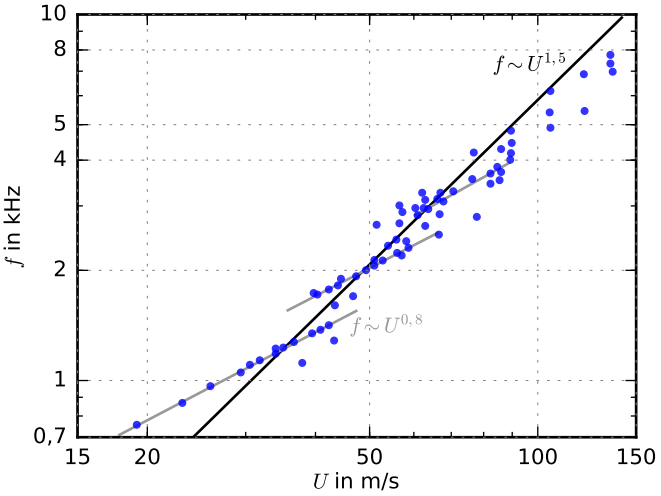


Bild 2: "Leiterstruktur" der Haupt- und Nebentöne eines Tragflügels in laminarer Strömung (nach Paterson et al. [1], Punkte markieren die einzelnen Messwerte, Linien die daraus abgeleiteten Proportionalitäten)

Seitdem beschäftigten sich viele weitere Forschungsarbeiten (zum Beispiel [2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10]) mit dieser tonalen Schallentstehung und vor allem mit deren Ursache. Grundsätzlich wird dafür eine akustische Rückkopplung eines stromab gelegenen Punktes im Nachlauf des Tragflügels oder an der Tragflügelhinterkante mit einem Punkt auf der Tragflügeloberfläche verantwortlich gemacht. Laut Arbey und Bataille [4] findet die Rückkopplung zwischen dem Punkt der maximalen Geschwindigkeit auf der Tragflügeloberfläche, an dem die Strömung instabil wird und sich Tollmien-Schlichting-Wellen bilden, und der Hinterkante statt. Nach McAlpine et al. [6] entsteht dabei auf der Druckseite des Tragflügels nahe der Hinterkante eine Ablöseblase, die eine notwendige Voraussetzung für die Entstehung des tonalen Schalls darstellt.

Tabelle 1: Umrechnung der geometrischen Anstellwinkel α in effektive Anstellwinkel α^* für die Tragflügelprofile nach [11]

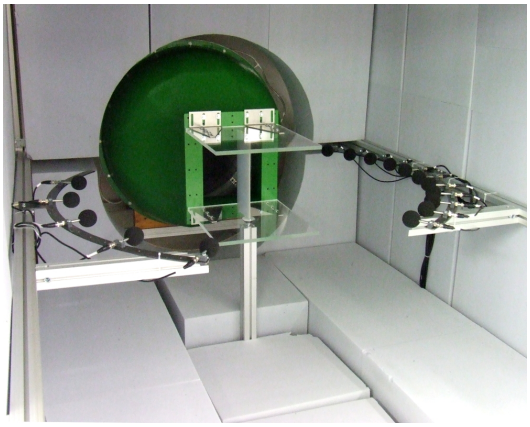
α	α^*		
	$c_l = 0{,}1$ m	$c_l = 0{,}15$ m	$c_l = 0{,}2$ m
0	0	0	0
4	2,17	1,66	1,30
8	4,34	3,33	2,59
12	6,51	4,99	3,89
16	8,67	6,65	5,19
20	10,84	8,32	6,48

Messaufbau

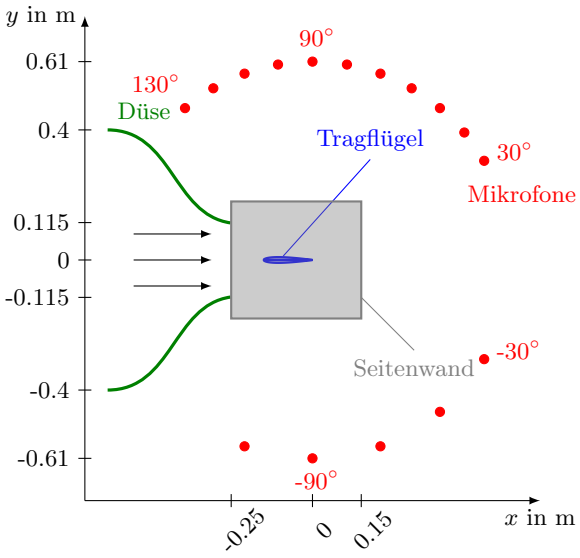
Die Experimente fanden im aeroakustischen Freistrahlwindkanal der BTU Cottbus-Senftenberg unter Verwendung einer Düse mit rechteckigem Austrittsquerschnitt von 0,23 m × 0,28 m statt. Untersucht wurde die Schallentstehung an insgesamt drei per Rapid Prototyping hergestellten NACA0012-Tragflügelmodellen mit Sehnenlängen c_l von 0,1 m, 0,15 m und 0,2 m. Diese wurden zwischen zwei Seitenplatten mit einem Abstand (entspricht der Spannweite b der Modelle) von 0,28 m angebracht. Der Aufbau ist in Bild 3 dargestellt. Während der Messungen ist die Messstrecke von einer Kammer umgeben, deren Seitenwände mit absorbierendem Melaminharzschaumstoff ausgekleidet sind.

In den Versuchen wurde der geometrische Anstellwinkel der Tragflügel von 0° bis 20° in 4°-Schritten variiert. Nach Anwendung der Winkelkorrektur aus [11], die den Effekt der endlichen Größe der Düse und der damit verbundenen Ablenkung des Freistrahls durch die Tragflügel berücksichtigt, ergeben sich daraus die in Tabelle 1 gegebenen effektiven Anstellwinkel. Diese entsprechen den Anstellwinkeln in einer unbegrenzten, freien Anströmung. Um eine ausreichend große Datenbasis für eine spätere Modellbildung zu erhalten, wurden die Messungen bei einer vergleichsweise großen Anzahl von insgesamt 26 Strömungsgeschwindigkeiten zwischen 4 m/s und 50 m/s durchgeführt, was Reynoldszahlen (basierend auf der Profilsehnenlänge) von etwa 27.000 bis 660.000 entspricht.

Die akustischen Messungen fanden mit insgesamt 16 Viertelzoll-Freifeldmikrofonen statt, die auf zwei kreisbogenförmigen Halterungen mit einem Radius von 0,61 m angebracht waren (siehe Bild 3). Die Mikrofone waren dabei jeweils auf die Profilhinterkante ausgerichtet. Die Abtastfrequenz betrug 51,2 kHz bei einer Messdauer von 40 s. Zur Auswertung wurden die Zeitdaten mittels einer Fast Fourier Transformation in den Frequenzbereich übertragen. Das erfolgte blockweise mit 75 % überlappenden, Hanning-gefensterten Blöcken mit je 16.384 Abtastwerten. Damit ergibt sich in den Spektren eine vergleichsweise geringe Frequenzauflösung von nur 3,125 Hz. Abschließend wurden die Daten in Schalldruckpegel L_p re 20 μPa umgerechnet. Im vorliegenden Beitrag werden nur Ergebnisse des in einem Winkel von +90° ausgerichteten Mikrofons gezeigt.



(a) Foto

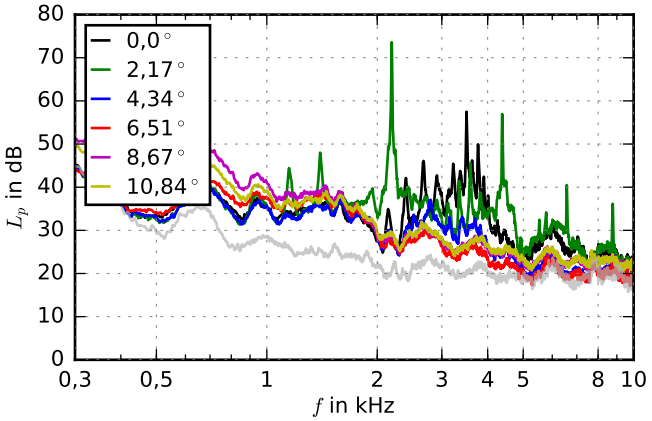


(b) Skizze (Draufsicht)

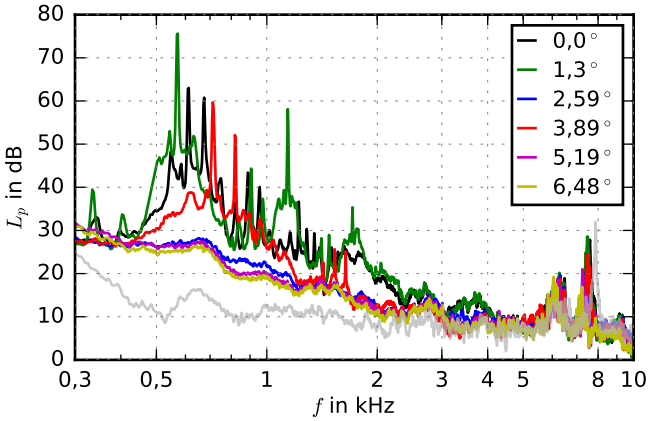
Bild 3: Verwendeter Messaufbau im aeroakustischen Windkanal

Ergebnisse

Bild 4 zeigt beispielhaft die resultierenden Schalldruckpegelspektren für zwei der drei Tragflügelmodelle (mit Sehnenlängen von 0,1 m, Bild 4(a), und 0,2 m, Bild 4(b)), als Funktion der Frequenz. Die Messungen wurden bei Strömungsgeschwindigkeiten von 36,4 m/s und 18,2 m/s durchgeführt, so dass sich für beide Fälle die gleiche sehnenlängenbasierte Reynoldszahl $Re = U \cdot c_l/\nu$ (mit der kinematischen Viskosität ν) von etwa 241.000 ergibt. Die dargestellten Spektren weisen sehr deutliche Unterschiede auf. Für den Tragflügel mit einer Sehnenlänge von 0,1 m (Bild 4(a)) ergeben sich nur für die beiden niedrigsten Anstellwinkel Töne im Spektrum. Bei einem effektiven Anstellwinkel von 0° ergibt sich das Bild einer kammartigen Struktur äquidistanter Töne, obwohl einer der Töne eine etwas größere Amplitude als die restlichen hat. Bei 2,17° zeigt das Spektrum einen sehr starken Haupton mit schwachen Seitentönen sowie die Harmonischen dieser tonalen Strukturen. Die Amplitude dieses Haupttons ist dabei deutlich größer als die Amplituden der Töne bei 0° Anstellwinkel. Für den Tragflügel mit



(a) $c_l = 0{,}1$ m, $U = 36{,}4$ m/s



(b) $c_l = 0{,}2$ m, $U = 18{,}2$ m/s

Bild 4: Schalldruckpegelspektren für zwei Tragflügel mit Sehnenlängen c_l von 0,1 m und 0,2 m bei einer festen Reynoldszahl $Re = 240.880$ und unterschiedlichen effektiven Anstellwinkeln $\alpha*$ (grau: Hintergrundgeräusch)

einer Sehnenlänge von 0,2 m (Bild 4(b)) ergeben sich tonale Strukturen interessanterweise für die ersten beiden (0° und 1,3°) sowie für den vierten Anstellwinkel (3,89°), jedoch nicht für den dritten Anstellwinkel von 2,59°. Die Ursache für dieses Phänomen ist bisher noch nicht klar. Generell geben McAlpine et al. [6] einen Grenzwinkel von 5° für die tonale Schallentstehung an, was jedoch nicht für die Ergebnisse der vorliegenden Studie zutrifft. Auch hinsichtlich der Form der Spektren unterscheiden sich die Ergebnisse von denen des Tragflügels mit nur 0,1 m Sehnenlänge, wenngleich es auch einige Gemeinsamkeiten gibt. Bei einem Anstellwinkel von 0° ergibt sich zwar wieder kein eindeutiger Hauptton, eine kammartige Struktur ist jedoch ebenfalls nicht deutlich zu erkennen. Bei 1,3° Anstellwinkel ergibt sich wieder ein dominanter Hauptton, dessen Amplitude die der Töne bei 0° Anstellwinkel übersteigt. Bei einem erhöhten Anstellwinkel von 3,89° zeigt sich wieder ein sehr deutlicher Hauptton, jedoch ist die Amplitude eines Seitentones bei einer etwa 100 Hz höheren Frequenz ebenfalls sehr hoch. Dadurch ergeben sich in diesem Fall zwei dominante Töne, deren Harmonische ebenfalls im Spektrum enthalten sind.

Nach Paterson et al. [1] sollten die Ergebnisse skalieren, wenn sie über eine Strouhalzahl dargestellt werden, die

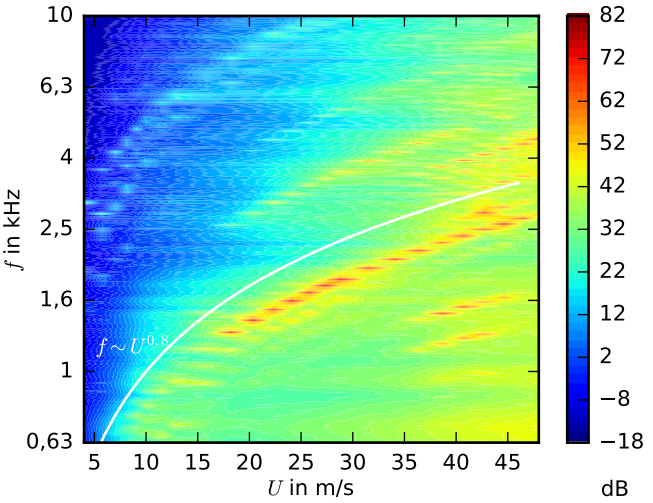


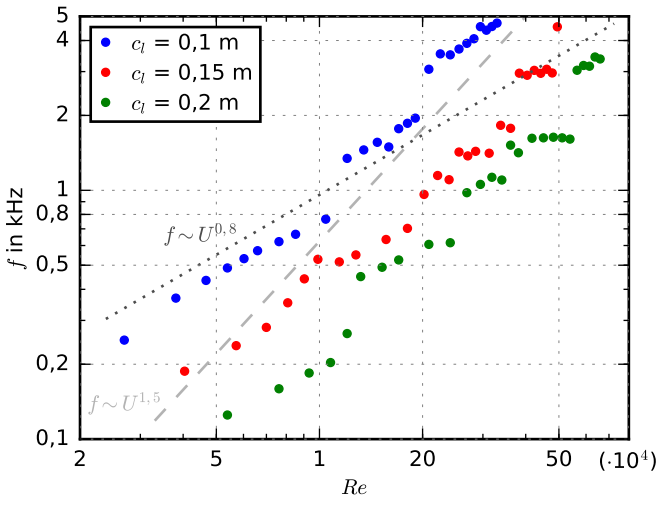
Bild 5: Darstellung der Schalldruckpegelspektren des Tragflügels mit $c_l = 0{,}1$ m bei 2,17° Anstellwinkel als Funktion der Strömungsgeschwindigkeit und der Frequenz

als Dimension die Breite des Profilnachlaufs 2δ enthält. Arbey und Bataille [4] wiederum geben als zu verwendende Dimension die Grenzschichtverdrängungsdicke δ^* an, während es laut McAlpine et al. [6] keine konstante, mit einem Grenzschichtparameter an der Position der Hinterkante gebildete Strouhalzahl für die wahrgenommenen Töne gibt.

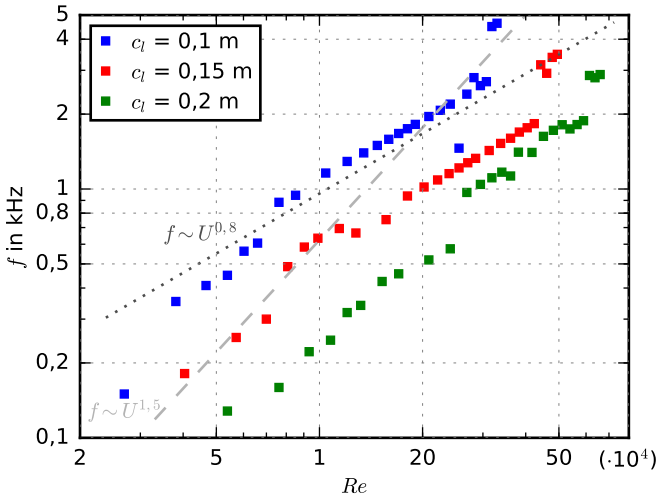
Für die in Bild 4 gezeigten Ergebnisse wurde sowohl eine mögliche Skalierung mit einer Strouhalzahl basierend auf der Sehnenlänge als auch eine Skalierung mit einer auf der Grenzschichtverdrängungsdicke basierenden Strouhalzahl getestet. Dabei wurde die Grenzschichtverdrängungsdicke über der Hinterkante mit Hilfe der Software XFOIL [12] ermittelt. Es ergab sich jedoch in beiden Fällen keine überzeugende Übereinstimmung der tonalen Strukturen für beide Tragflügel, was mit der Aussage von McAlpine et al. [6] übereinstimmt.

Bild 5 zeigt exemplarisch die für den Tragflügel mit einer Sehnenlänge von 0,1 m bei einem Anstellwinkel von 2,17° gemessenen Schalldruckpegelspektren bei allen Strömungsgeschwindigkeiten in Form eines Konturdiagramms. Bei diesem Anstellwinkel wird das Spektrum von einem starken Hauptton mit schwachen Nebentönen sowie deren Harmonischen dominiert (siehe Bild 4(a)). Dieser dominante Ton ist sehr gut auch in Bild 5 zu erkennen, allerdings erst bei Strömungsgeschwindigkeiten über 15 m/s. Ebenfalls gut zu erkennen ist, dass die Frequenz dieses Tons entsprechend der Theorie mit $U^{0,8}$ anwächst.

Eine Übersicht der Frequenzen der jeweils stärksten Töne ist in Bild 6(a) für die drei Tragflügelmodelle bei einem Anstellwinkel von 0° und in Bild 6(b) bei einem geometrischen Anstellwinkel von 4° als Funktion der Reynoldszahl gezeigt. Dabei zeigt sich deutlich die Leiterstruktur der Töne. Ebenfalls eingezeichnet sind die theoretischen Verläufe $f \sim U^{1,5}$ (für die absolute Abhängigkeit der Tonfrequenzen) und $f \sim U^{0,8}$ (für die Abhängigkeit der Frequenzen innerhalb einer "Sprosse" der Leiter). Generell zeigt sich eine gute Übereinstimmung der Messwerte



(a) Anstellwinkel $\alpha = \alpha^* = 0°$



(b) Geometrischer Anstellwinkel $\alpha = 4°$ (effektive Anstellwinkel α^* tragflügelabhängig, siehe Tabelle 1)

Bild 6: Frequenzen der stärksten Töne als Funktion der sehnenlängenbasierten Reynoldszahl

mit der bestehenden Theorie.

Zusammenfassung

Wird die Hinterkante eines Tragflügels von einer laminaren Grenzschicht überströmt, so enthält das entstehende Schallspektrum dominante Töne. Aufgetragen über der Strömungsgeschwindigkeit ergeben die Frequenzen dieser Töne eine charakteristische "Leiterstruktur". Der dieser Schallentstehung zugrunde liegende Mechanismus ist nach wie vor Gegenstand der Forschung.

Zur Untersuchung dieser tonalen Schallentstehung an umströmten Tragflügeln wurden Einzelmikrofonmessungen an NACA0012-Modellen in einem aeroakustischen Windkanal durchgeführt. Die Tragflügel hatten Sehnenlängen von 0,1 m, 0,15 und 0,2 m. Neben der Strömungsgeschwindigkeit wurde in den Versuchen ebenfalls der geometrische Anstellwinkel variiert.

Die sich ergebenden Schalldruckpegelspektren zeigen deutliche tonale Charakteristiken. Dabei lassen sich vor allem Strukturen bestehend aus einem dominanten Hauptton mit schwächeren Seitentönen sowie kammähnliche Strukturen aus äquidistanten Tönen vergleichbarer Amplitude unterscheiden. Die Abhängigkeit der Frequenzen der Töne von der Strömungsgeschwindigkeit beziehungsweise der sehnenlängenbasierten Reynoldszahl passt dabei gut zur theoretischen $U^{0,8}$-Abhängigkeit für die Töne innerhalb einer "Sprosse" der Leiter sowie $U^{1,5}$ für die generelle Abhängigkeit aller Tonfrequenzen.

Literatur

[1] Paterson, R. W., Vogt, P. G., Fink, M. R., Munch, C. L., Vortex noise of isolated airfoils. Journal of Aircraft, 10(5), 296–302, 1973

[2] Tam, C. K., Discrete tones of isolated airfoils. The Journal of the Acoustical Society of America, 55(6), 1173-1177, 1974

[3] Fink, M. R., Prediction of airfoil tone frequencies. Journal of Aircraft, 12(2), 118–120, 1975

[4] Arbey, H., Bataille, J. Noise generated by airfoil profiles placed in a uniform laminar flow. Journal of Fluid Mechanics, 134, 33–47, 1983

[5] Nash, E. C., Lowson, M. V., McAlpine, A., Boundary-layer instability noise on aerofoils. Journal of Fluid Mechanics, 382, 27–61, 1999

[6] McAlpine, A., Nash, E. C., Lowson, M. V., On the generation of discrete frequency tones by the flow around an aerofoil. Journal of Sound and Vibration, 222(5), 753-779, 1999

[7] Kingan, M. J., Pearse, J. R., Laminar boundary layer instability noise produced by an aerofoil. Journal of Sound and Vibration, 322(4-5), 808-828, 2009

[8] Chong, T. P., Joseph, P., "Ladder" structure in tonal noise generated by laminar flow around an airfoil. The Journal of the Acoustical Society of America, 131(6), EL461–EL467, 2012

[9] Plogmann, B., Herrig, A., Würz, W., Experimental investigations of a trailing edge noise feedback mechanism on a NACA 0012 airfoil. Experiments in Fluids, 54(5), 1480, 2013

[10] Arcondoulis, E., Zander, A., Doolan, C. J., Brooks, L., Liu, Y., Airfoil dual acoustic feedback mechanisms at low-to-moderate Reynolds number. In: 24th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Paper 2018-3936, 2018

[11] Brooks, T. F., Pope, D. S., Marcolini, M. A., Airfoil self-noise and prediction. NASA Reference Publication 1218, 1989

[12] Drela, M., XFOIL: An analysis and design system for low Reynolds number airfoils. In: Low Reynolds number aerodynamics (pp. 1-12). Springer, Berlin, Heidelberg, 1989