

Reduktion und Analyse von Tragflächen-Vorderkantenschall, verursacht durch eine turbulente Anströmung

Till Biedermann¹, Tze Pei Chong², Frank Kameier¹

¹ Institute of Sound and Vibration Engineering ISAVE, Hochschule Düsseldorf, 40474 Düsseldorf,
E-Mail: till.biedermann@hs-duesseldorf.de

² Dept Of Mechanical, Aerospace and Civil Engineering, Brunel University London, UB83PH London, UK,
E-Mail: t.p.chong@brunel.ac.uk

Abstract

Mit dem Ziel der Reduktion von breitbandigem Schall, welcher durch die Interaktion einer turbulenten Anströmung mit der Vorderkante eines Tragflügels emittiert wird, wurden sinusförmige Profilvorderkanten als effizientes Mittel der passiven Schallreduktion untersucht. Zur Bestimmung von Haupt- und Wechselwirkungen von Einflussparametern, wie Reynoldszahl, Turbulenzgrad, Zackenamplitude und Zackenwellenlänge sowie des Anstellwinkels auf das Schallreduktionsvermögen, wurde eine umfangreiche aeroakustische Studie durchgeführt.

Im Hinblick auf eine Modellbildung wurde sich des statistisch-empirischen *Design of Experiments* (DoE) Ansatzes bedient, um Zielgrößen wie Schallabstrahlung und Schallreduktion eines NACA65(12)-10 Tragflügels mit und ohne sinusförmigen Vorderkanten beschreiben und prognostizieren zu können.

Beobachtete Haupteinflussgrößen zeigen eine sehr gute Übereinstimmung mit Forschungsergebnissen vorangegangener Studien und konnten erstmalig strukturiert quantifiziert werden. Weiterführend wurden signifikante Wechselwirkungen zwischen Turbulenzgrad und Zackenwellenlänge ($Tu \cdot \lambda/C$) sowie zwischen Zackenwellenlänge und Anstellwinkel ($\lambda/C \cdot \text{AoA}$) identifiziert, quantifiziert und validiert. Zwecks tiefergehender Analyse der Schallreduktionsmechanismen wurden Messungen via *Particle Image Velocimetry* (PIV) stromauf- und innerhalb der Vorderkantenzacken durchgeführt. Unter Zuhilfenahme dieser kontaktlosen Messmethodik konnten Aussagen über die Topologie der Strömungsgeschwindigkeit, des Turbulenzgrades und der Wirbelstärke getroffen werden und mit den Erkenntnissen der aeroakustischen Untersuchungen in einen Kontext gebracht werden. Analysiert wurden Ebenen quer zur Hauptströmungsrichtung (y/z-Ebene) unter Variation der Position in Hauptströmungsrichtung. Hier wurde beobachtet, dass die Schallreduktion mit einem deutlichen Abfall des Turbulenzgrades innerhalb der Vorderkantenzacken einhergeht. Dieses Phänomen ist besonders im Falle großer Zackenwellenlängen stark ausgeprägt, zeigt aeroakustisch jedoch nur einen untergeordneten Effekt. Im Falle der Aeroakustik ist die optimale Zackenwellenlänge weniger durch den Effekt der Turbulenzbeeinflussung, als vielmehr durch die überlagerten und scheinbar dominanteren spannbreiten Dekorrelationseffekte als Antwort auf die auftretenden turbulenten Strukturen definiert.

Einführung

Durch die Interaktion einer turbulenten Anströmung mit der Vorderkante eines flachen umströmten Körpers treten signifikante breitbandige Schallemissionen auf. Insbesondere bei umströmten Tragflächen ist dies ein oft beschriebenes Phänomen (Aerofoil-Gust-Interaction Noise) [6], [13]. Gerade im Hinblick auf zukünftige Anwendungsgebiete wie Axialverdichter, Turbinen oder kontrarotierende Rotoren [2] ist eine Reduktion des emittierten Schalls von großer Bedeutung. In diesem Sinne wurde das Lärminderungspotential von, durch Wale und Eulen inspirierten [8], sinusförmigen Profilvorderkanten (Leading Edge Serrations) umfassend im Rahmen einer kooperativen Studie der Brunel University London und der Hochschule Düsseldorf untersucht.

In Bezug auf die Schallreduktionsmechanismen, welche bei gezackten oder sinusförmigen Profilvorderkanten zum Tragen kommen, haben sich auf Basis verschiedener vorangegangener Untersuchungen numerischer, analytischer und experimenteller Natur drei Haupt-Wirkmechanismen herauskristallisiert. Zunächst führen gezackte Vorderkanten zu einer Reduktion der spannbreiten Korrelationskoeffizienten, was als Folge inkohärenter zeitlicher Antworten der auftretenden hochturbulenten Strukturen auf die feste Oberfläche gewertet wird. Weiterführend kommt es zu einer deutlichen Reduktion der RMS Druckschwankungen an den Spitzen der Vorderkantenzacken. Dies ist unter anderem auf identifizierte, in Hauptströmungsrichtung kontrarotierende, Wirbelstrukturen an den Unterkanten der Zacken zurückzuführen [5]. Diese rotierenden Wirbelstrukturen nähren sich durch die eintreffenden energiereichen turbulenten Strukturen der Anströmung. Dies führt im Zuge des Transferprozesses von einer isotropen Turbulenz hin zu rotierenden Wirbeln, zu einer Abnahme der Energie in der Anströmung und folglich zu einer Reduktion der breitbandigen Schallabstrahlung. Als dritter Reduktionsmechanismus wurde eine Reduktion des Turbulenzgrades innerhalb der Vorderkantenzacken identifiziert [4]. Diese kommt durch das dösenähnliche Design der Zacken und die damit einhergehende deutliche Beschleunigung der Strömung zu Tragen.

Um ein Optimum der Schallreduktion zu erzielen, bedürfen die identifizierten Mechanismen einer weiteren Analyse, gerade auch im Hinblick auf deren individuellen relativen Dominanz gegenüber den jeweils anderen Wirkmechanismen.

Experimentelles Setup

In der hier präsentierten Arbeit wurde ein gewölbtes NACA65(12)-10 Profil auf Grund der geometrischen Ähnlichkeit zu Tragflügeln rotierender Strömungsmaschinen untersucht. Die Sehnenlänge betrug $C = 150$ mm über einen Spann von $S = 300$ mm. Unter der Bedingung, dass x als Lauflänge in Strömungsrichtung definiert ist, ist der Bereich zwischen Vorderkante ($x/C = 0$) und $x/C = 0,3$ demontierbar um den Hauptkörper ($0,3 \leq x/C \leq 1$) mit variablen Vorderkanten bestücken zu können.

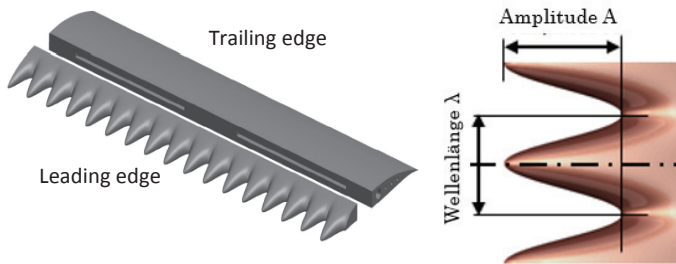


Abbildung 1: NACA65(12)-10 Tragflügelprofil [10] und Definition von Amplitude und Wellenlänge [1].

Vorderkante und Hauptkörper formen ein kontinuierliches Profil mit Vorderkanten verschiedener Art, die in den Tragflügel hineingeschnitten scheinen (Abbildung 1). Ein Total von zehn Vorderkanten, inklusive der geraden Originalvorderkante, wurde im Hinblick auf die breitbandige Schallabstrahlung untersucht. Die Tragflügelkonfiguration wurde mit Hilfe von *Sideplates* bündig im Freistrahls des aeroakustischen Windkanals montiert, welche dem Unterdrücken von dreidimensionalen Randeffekten dienen. Unter Verwendung eines $\frac{1}{2}$ " ICP Kondensatormikrofones wurden Fernfeldmessungen im reflexionsarmen Raum der *Brunel University* bei einem polaren Winkel von 90° und einem Abstand von $0,95$ m senkrecht zur Hauptströmungsrichtung durchgeführt. Der analysierte Frequenzbereich betrug $300 \text{ Hz} \leq f \leq 10 \text{ kHz}$. Dimensionslose Minimal- und Maximalwerte der analysierten Parameter können Tabelle 1 entnommen werden, wobei Zackenamplitude und Zackenwellenlänge auf die Tragflügelsehne C bezogen sind und der Anstellwinkel als vertikale Auslenkung der Vorderkante y in Bezug auf die Austrittsöffnung des Freistrahls H definiert ist.

Tabelle 1: Grenzen der Parametervariation. Dimensionslose Darstellung mit Referenzgröße der Tragflügel-Sehnenlänge C und Austrittshöhe des Windtunnel-Freistrahls H .

Parameter	Einheit	Min.	Max.
Re	--	250,000	600,000
Tu	%	2,08	5,50
A/C	--	0,080	0,300
λ/C	--	0,050	0,300
y/H	--	-0,128	0,128

Alle fünf Parameter wurden auf jeweils fünf Einstellwerten variiert, wobei die Level zwischen Minimal- und Maximalwerten durch die Wahl des experimentellen DoE-Versuchsplan vordefiniert sind.

Der Einfluss von fünf Parametern auf die Schallabstrahlung mit gerader und gezackter Vorderkante sowie die Schall-

reduktion, definiert als Differenz der ersten beiden Zielgrößen, wurde mit Hilfe der *Design of Experiments* Methodik systematisch untersucht. Der Turbulenzgrad wurde durch strukturierte Gitter in der Strömung generiert und auf Basis von 1D Hitzdrahtmessungen und dem daran anschließenden Abgleich mit den Turbulenzspektren nach *Von Kármán* und *Liepmann* als isotrop klassifiziert, da das Leistungsdichtespektrum der Turbulenz im relevanten Frequenzbereich mittlerer Größenordnung mit einer Potenz von $-5/3$ über die Frequenz skaliert [7], [11].

Modellierung des Versuchsraumes

In Anlehnung an die n -Permutation würde sich die benötigte Anzahl an Versuchspunkten (VP) bei der Analyse von fünf Parametern (k) auf jeweils fünf Stufen (n) mit 3125 berechnen (1). Unter Zuhilfenahme des statistischen DoE-Ansatzes konnte die Versuchsanzahl ohne signifikanten Informationsverlust auf lediglich 43 Versuchspunkte reduziert werden (2), welche in randomisierter Reihenfolge abgefahren wurden. Basierend auf der experimentellen Zusammensetzung des Versuchsplanes schließt die analytische Statistik von einer Teilmenge auf die Grundgesamtheit.

$$VP_{n-Per} = n^k = 3125 \quad [--] \quad (1)$$

$$VP_{DoE-CCD} = 2^k + 2k + 1 = 43 \quad [--] \quad (2)$$

Ein zentral zusammengesetzter Versuchsplan (CCD) wurde ausgewählt, um die Zielgrößen (ZG) der Schallabstrahlung und -reduktion durch die Einflussparameter (EP) mit Termen erster und zweiter Ordnung sowie linearen Wechselwirkungen zwischen einzelnen Parametern beschreiben zu können (3). Optimale statistische Eigenschaften wurden durch eine Drehbarkeit und Orthogonalität des Versuchsplanes sichergestellt [12]. Eine Analyse der statistischen Signifikanz einzelner Wirkungen ermöglichte die Eliminierung von Anteilen der Regressionsfunktionen, welche geringer als das statistische Rauschen sind.

$$ZG_i = f \left\{ \sum_{j=1}^n \left(EP_j + EP_j^2 \right) + \sum_{k=1}^n \left(EP_j EP_{j+k} \right) \right\} \left. \begin{array}{l} i=1..4 \\ j=1..5 \\ k=1..4 \end{array} \right\} \quad [--] \quad (3)$$

Aeroakustische Ergebnisse

Das statistische Modell zeigt eine hohe Übereinstimmung mit den Messergebnissen, was eine valide Modellierung des Systemverhaltens mit dem gewählten Ansatz nahelegt. Prinzipiell können die ermittelten Einflussgrößen mit dem größten Effekt auf die Schallreduktion durch vorangegangene experimentelle und numerische Studien untermauert werden [3]. Darüber hinaus konnten die Haupteinflussgrößen und auch die Wechselwirkungen hinsichtlich des Effektes auf die Schallreduktion erstmals quantifiziert werden (Abbildung 2). Das Modell stellt, unter Berücksichtigung statistisch signifikanter Terme, Regressionsfunktionen zur Prognose der Schallabstrahlung und -reduktion zur Verfügung.

Hauptinflussgrößen auf die Schallreduktion sind die Zackenamplitude (A/C), die Reynoldszahl und die Zackenwellenlänge (λ/C). Prinzipiell findet die Schallreduktion in einem Frequenzbereich von $300 \text{ Hz} \leq f \leq 5 \text{ kHz}$ statt, wobei die Amplitude maßgeblich im Frequenzband $850 \text{ Hz} \leq f \leq 3500 \text{ Hz}$ beeinflusst und eine lokale Reduktion des Schalldruckpegels um bis zu 10 dB bewirkt. Ein Anstieg des Turbulenzgrads bewirkt einen deutlichen Anstieg des abgestrahlten Schalls. Folglich bieten hohe Turbulenzgrade auch ein erhöhtes Schallminderungspotential.

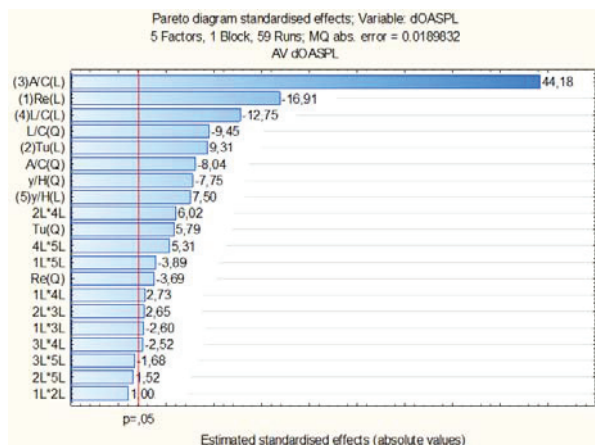


Abbildung 2: Pareto Diagramm zur Quantifizierung der Effekte in Bezug auf die Schallreduktion.

Im Hinblick auf identifizierte Wechselwirkungen wurde die Interaktion von Zackenwellenlänge und Turbulenzgrad ($\lambda/C \cdot Tu$) als signifikant klassifiziert (Abbildung 3). Insbesondere bei niedrigem Turbulenzgrad sind kleine Wellenlängen essentiell, um eine hohe Schallreduktion zu erzielen. Da der Turbulenzgrad in der präsentierten Arbeit mit der integralen Wirbelgröße korreliert, geht ein niedriger Turbulenzgrad entsprechend mit einer geringen Größe der auftretenden turbulenten Strukturen einher. Weist die profilierte Tragflügel-Vorderkante nun eine große Wellenlänge auf, so werden nur geringe Dekorrelations-effekte erzielt, welche jedoch als maßgeblich für die Schallreduktion gewertet werden [3].

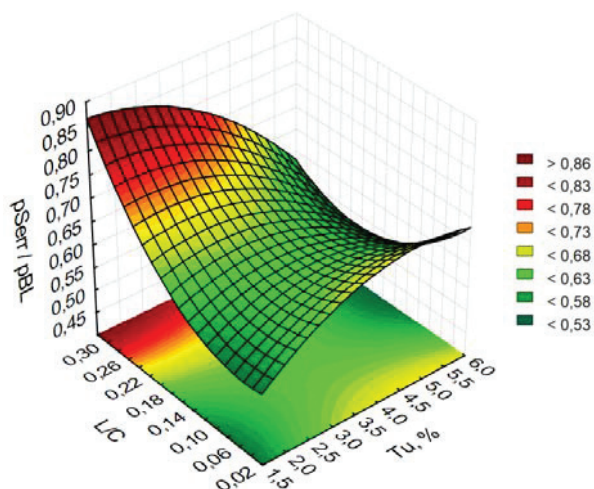


Abbildung 3: Konturplot zur Darstellung des Einflusses von Zackenwellenlänge (λ/C) und Turbulenzgrad (Tu) auf das Schalldruckverhältnis von gerader (BL) und gezackter (Serr) Vorderkante.

Eine weitere signifikante Wechselwirkung ist die gekoppelte Abhängigkeit des Schallreduktionsvermögens von Anstellwinkel und Zackenwellenlänge ($y/H \cdot \lambda/C$). Im Falle eines hohen negativen Anstellwinkels repräsentiert eine minimale Wellenlänge das Optimum, wohingegen bei einem Anstieg des Anstellwinkels auch die optimale Wellenlänge eines Anstieges bedarf. Dies ist auf dreidimensionale Effekte der Tragflügelumströmung zurückzuführen. Im Falle negativer Anstellwinkel kann eine deutlich größere Wirkfläche der Vorderkantenzacken überströmt werden, als dies bei einem stark positiven Anstellwinkel der Fall ist. Hier unterstützt die große Wellenlänge ein Aufprägen der Strömung und eine effektive Nutzung der dreidimensionalen Zackenkontur.

Das statistisch-empirische Modell wurde gegen umfangreiche Referenzmessungen validiert. Zu diesem Zwecke wurden neun weitere Vorderkantenprofile mit Parameter-einstellungen innerhalb des analysierten Versuchsraumes sowie mit variablen und von der Ursprungskonfiguration abweichenden Anströmbedingungen vermessen und in das bestehende Modell implementiert. Das Modell erwies sich als äußerst stabil und zeigte eine nur unwesentliche Beeinflussung durch die deutlich erhöhte Datenbasis.

Strömungsvisualisierung via PIV

Die in dieser Ausarbeitung diskutierten Ergebnisse einer Visualisierung der Strömungsschemata mittels *Particle Image Velocimetry* (PIV) decken nur rudimentär die Ergebnisse einer umfassenderen Analyse ab [1]. Mit Hilfe eines Doppelpulslasers und einer hochauflösenden Kamera wurden in die Strömung eingebrachte Partikel visualisiert. Betrag und Richtung der Strömungsgeschwindigkeit wurden über eine modifizierte Form der Kreuzkorrelation (adaptive Korrelation) bestimmt. Auf Basis der Informationen über das Geschwindigkeitsfeld konnte, als Folge einer transienten Betrachtung der Strömung, der Turbulenzgrad definiert werden. Der visualisierte Bereich der Strömung ist definiert durch eine senkrecht zur Hauptströmungsrichtung stehende Fläche stromauf der Profilverkante und innerhalb der Vorderkantenzacken. Ausgewertet wurden lediglich die $[v,w]$ Komponenten (Querkomponenten) der Geschwindigkeitsvektoren.

Abbildung 4 zeigt das Turbulenzfeld in einer Ebene (1mm) stromauf der Profilverkante. Verglichen wurde die Turbulenzverteilung mit gerader und gezackter (A29lambda26) Vorderkante. Die eingezeichneten horizontalen Linien kennzeichnen die Verdrängungshöhe des Tragflügels (15mm).

Im Vergleich zur geraden Vorderkante zeigt sich eine deutliche Reduktion des Turbulenzgrades im Falle gezackter Vorderkanten. Die Messposition unmittelbar vor dem Staupunkt zeigt hohe Turbulenzgrade, da die Anströmgeschwindigkeit in diesem Bereich drastisch sinkt. Dieser Einfluss ist im Falle der profilierten Vorderkante nur an den Spitzen der Zacken erkennbar. Mit fortschreitender Messposition innerhalb der Vorderkantenzacken zeigt sich eine weitere Beschleunigung der Strömung, insbesondere im Bereich unterhalb der Zacken, was wiederum zu einer Reduktion des Turbulenzgrades und folglich zu einer

Minderung der auf den Tragflügel auftreffenden turbulenten Energie führt. Ein Vergleich der unterschiedlich parametrisierten Zacken zeigt, dass große Wellenlängen und Amplituden zu einer maximalen Beschleunigung und minimalem Tu führen. Dies widerspricht allerdings partiell den aeroakustischen Erkenntnissen. Hier weisen zwar große Amplituden, jedoch geringe Wellenlängen die größte Effektivität auf. Dies lässt im Hinblick auf das Schallreduktionsvermögen auf einen überlagerten, dominanten aeroakustischen Effekt der Dekorrelationseffekte gegenüber der Reduktion des Tu schließen.

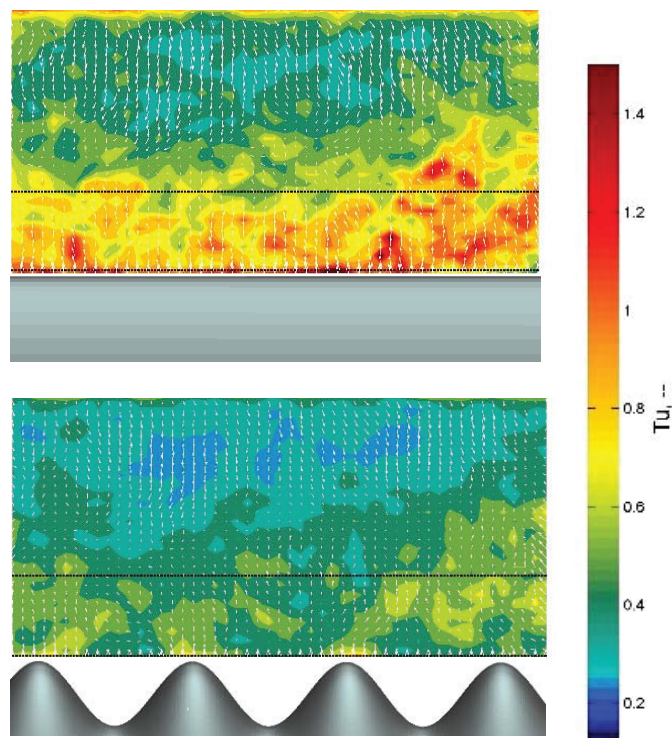


Abbildung 4: Konturplot des Tu , basierend auf den $[v,w]$ Komponenten der Geschwindigkeitsvektoren an der Position 1mm vor der Profilvorderkante mit gerader (oben) und gezackter (A29λ26) Vorderkante (unten).

Schlussfolgerungen

Die Haupteigenschaften der durchgeführten experimentellen aeroakustischen und aerodynamischen Studien können wie folgt zusammengefasst werden:

- Erfolgreiche Quantifizierung der Haupteffekte in Bezug auf die Schallabstrahlung und –reduktion, wo Reynoldszahl und Turbulenzgrad maßgeblich die Schallabstrahlung beeinflussen, Amplitudengröße, Reynoldszahl und Wellenlänge der Zacken jedoch dominante Parameter der Schallreduktion darstellen.
- Signifikante Wechselwirkungen zwischen Zacken-Wellenlänge, Turbulenzgrad und Anstellwinkel in Bezug auf die Schallreduktion konnten identifiziert, quantifiziert und erste Erklärungsansätze ausgearbeitet werden.
- Ein deutlicher Effekt der Vorderkantenzacken im Hinblick auf den Staupunkt und die Turbulenzverteilung innerhalb der Zacken konnte nachgewiesen werden.

- Ein Widerspruch zwischen aerodynamischem und aeroakustischem Effekt der Zackenwellenlänge wurde identifiziert, was im Vergleich zur Tu -Reduktion auf die Dominanz von Dekorrelationseffekten zur effektiven Schallreduktion schließen lässt.

Ausblick

Die untersuchten Vorderkantenzacken bewirken eine geringe Reduktion des Auftriebs, jedoch auch deutlich höhere Anstellwinkel im *Pre-Stall Bereich*. In diesem Kontext ist eine Implementierung der aerodynamischen Performance in das aeroakustische Modell vonnöten um allgemeingültige Aussagen über die Effizienz der vorgestellten Applikation treffen zu können.

Des Weiteren bedarf es fortschreitender detailgenauer Studien, um einen optimalen Transfer der untersuchten Vorderkantenzacken auf rotierende Systeme zu gewährleisten.

Literatur

- [1] Biedermann, T.: Aerofoil noise subjected to leading edge serration – Investigation of the effects of serrated undulation on aerofoil leading edges with the aim of reducing the emission of broadband noise, Düsseldorf, 2015.
- [2] Blandeau, V.: Aerodynamic Broadband Noise from Contra-Rotating Open Rotors, Southampton, UK: 2011.
- [3] Chaitanya, P. et al.: Broadband noise reduction through leading edge serrations on realistic aerofoils, DOI: 10.2514/6.2015-2202, Southampton, UK: 2015.
- [4] Chen, W. et al.: Rod-Airfoil Interaction Noise Reduction Using Leading Edge Serrations, DOI: 10.2514/6.2015-3264, Xi'an, China: 2015.
- [5] Chong, T. et al.: Aeroacoustic and Aerodynamic Performances of an Aerofoil Subjected to Sinusoidal Leading Edges, DOI: 10.2514/6.2015-2200, London, UK: 2015.
- [6] Gershfeld J.: Leading edge noise from thick foils in turbulent flows, Journal of the Acoustical Society of America, Vol. 116, No. 3, pp. 1416-1426: 2004.
- [7] Gruber, M.: Airfoil noise reduction by edge treatments, University of Southampton, Southampton, UK: 2012.
- [8] Hersh, S., Hayden, E.: Aerodynamic Sound Radiation from Lifting Surfaces with and without Leading Edge Serrations, NASA, California, USA: 1971.
- [10] McEwen, A.: Aerofoil Noise Reduction by Leading Edge Tubercles, Brunel University, London, UK: 2015.
- [11] Rozenberg, Y.: Modélisation analytique du bruit aérodynamique à large bande des machines tournantes : utilisation de calculs moyennés de mécanique des fluides, Ecole Centrale de Lyon, Lyon, France: 2007.
- [12] Siebertz, K.: Statistische Versuchsplanung, DOI 10.1007/978-3-642-05493-8_11, Springer-Verlag, Berlin, Germany: 2010.
- [13] Staubs, J.: Real Airfoil Effects on Leading Edge Noise, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, USA: 2008.