

# Strömungsakustische Potentialabschätzung der Kombination poröser Strukturen mit Leading Edge Serrations am Beispiel Tragflügel

Till Biedermann<sup>1</sup>, Malte Zang<sup>2</sup>, Frank Kameier<sup>3</sup>

<sup>1</sup> Technische Hochschule Nürnberg GSO, 90489 Nürnberg, E-Mail: till.biedermann@th-nuernberg.de

<sup>2</sup> ISRW Klapdor GmbH, 40468 Düsseldorf

<sup>3</sup> Hochschule Düsseldorf, Institute of Sound and Vibration Engineering ISAVE, 40476 Düsseldorf

## Einleitung

Vorderkantenschall an Tragflächen und den Schaufeln von Strömungsmaschinen stellt insbesondere bei unsteady Zuströmbedingungen einen relevanten Beitrag der Gesamtemissionen. Abhilfe schaffen beispielsweise passive Schallreduktionsmaßnahmen, so u.A. *Leading Edge Serrations*. Durch die Manipulation der Vorderkanten von Tragflügeln treten jedoch auch lastabhängige aerodynamische Einbußen auf. Mit dem Ziel diese Einbußen bei gleichbleibender akustischer Schallreduktionskapazität zu reduzieren, wurde eine Kombination von *Leading Edge Serrations* mit porösen Strukturen untersucht. So wurden die sinusförmigen Ausnahmen an den jeweiligen Vorderkanten wahlweise mit strukturierten oder stochastisch angeordneten porösen Strukturen aufgefüllt, sodass die aerodynamische Durchlässigkeit sinkt, eine akustische Reduktion jedoch durch einen zusätzlichen Dissipationseffekt erhalten bleibt. Umfangreiche experimentelle Analysen des Abstrahlverhaltens sowie der aerodynamischen Effizienz weisen ein signifikantes Schallreduktionspotential aus und lassen so Rückschlüsse auf sinnvolle Kombinationen dieser passiven Reduktionsmaßnahmen für Tragflügelsegmente des Typs NACA65(12)-10 zu. Mittelfristiges Ziel ist die Übertragung der gewonnenen Erkenntnisse auf axiale Strömungsmaschinen mit formgleicher Beschauelfelung.

## Ansatz

Die bionisch durch Eulen [1] (Aeroakustik) und Buckelwale [2] (Hydrodynamik) inspirierte Modulation von Vorderkanten an Tragflügeln [3] und Rotorblättern [4] wurde in den vergangenen Jahren umfangreich in Bezug auf die Möglichkeit technisch sinnvoller Einsatzgebiete untersucht. Grundlegende Kernmechanismen wie Dekorrelationseffekte entlang des Spanns [5] und Interferenzeffekte zwischen Spitze und Wurzel der Modulationen [6] (beide aeroakustisch) sowie verzögerte Ablöseeffekte durch eine Energetisierung der Grenzschicht und Partitionierung von Ablösezellen (beide aerodynamisch) wurden identifiziert und zeigen Anwendungspotenzial. Nachteilig hingegen ist der Verlust an aerodynamischer Wirkfläche im Falle einer in das Schaufelprofil eingebrachten Modulation sowie erhöhte Widerstandswerte durch die sich ausbildenden kontrarotierenden Wirbelpaare (Wirbelgeneratoren). In diesem Sinne wird in der aktuellen Arbeit der Versuch unternommen, die Verlustfläche zu minimieren, während die grundlegenden Effekte der *Leading Edge Serrations* erhalten bleiben. Konkret werden die sich ausbildenden

Zwischenräume zwischen Spitze und Wurzel wahlweise mit einer soliden Ebene oder porösen Materialien ausgeführt.

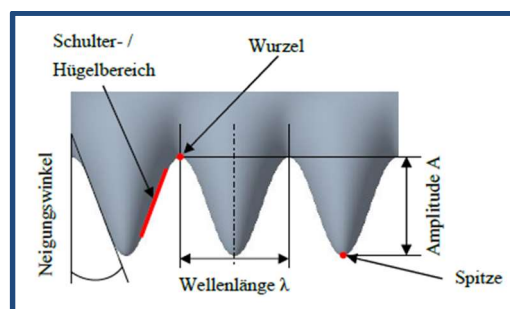


Abbildung 1: Grundlegende Kenngrößen der *Leading Edge Serrations*.

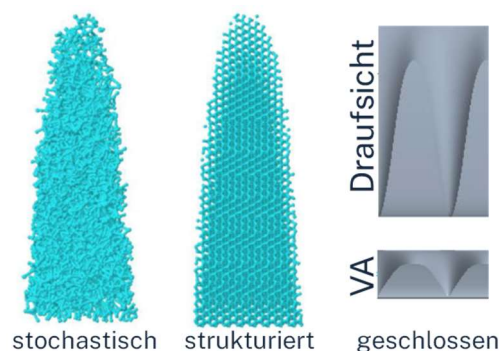


Abbildung 2: Darstellung der porösen Strukturen (links) sowie der geschlossenen Ebene entlang der Tragflügelsehne (rechts).

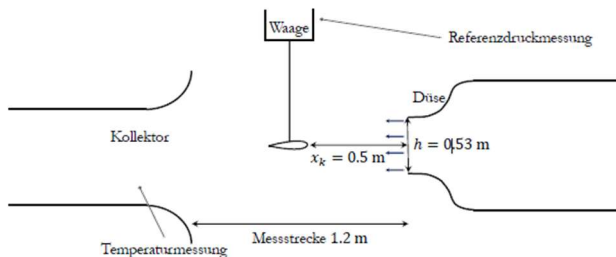
## Experimentelles Setup

### Tragflügeldesign

Da die untersuchten Konfigurationen der unmittelbaren Überführung in eine rotierende Applikation in Form eines axialen Niederdruckventilators dienen, wurde ein Tragflügeldesign vom Typ NAA65(12)-10 gewählt, welches sich durch hohe Auftriebsbeiwerte und einen guten Lift-to-Drag Koeffizienten auszeichnet. Die Tragflügel wurden mit einer Sehnenlänge von 75 mm und einem Spann von 99 mm im Originalmaßstab der späteren rotierenden Anwendung untersucht. Alle Tragflügelsegmente werden via Rapid Prototyping auf Basis eines Photopolymers im SLA-Verfahren gefertigt.

Die experimentelle Infrastruktur erlaubt keine quantitativ hochwertige simultane Erfassung der aerodynamischen und der akustischen Eigenschaften, welche zur Bewertung des Einsatzpotentials jedoch unerlässlich sind. Aus diesem Grund wurde eine Überführungsstrategie erarbeitet. Zunächst

werden alle Tragflügel mithilfe einer 3-Komponenten-Waage im Windkanal des *Institute of Sound and Vibration Engineering ISAVE* der Hochschule Düsseldorf vermessen. Resultierende Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte werden detailliert in Abhängigkeit der Zuströmgeschwindigkeit, der Zuströmturbulenz sowie des Anstellwinkels erfasst. Simultan sind alle Prototypen mit bis zu je 11 Druckkanälen ( $\Sigma 22$ ) ausgestattet, welche eine detaillierte Erfassung der lokal auf Saug- und Druckseite wirkenden statischen Drücke erlaubt. Die Messdatenerfassung erfolgt mithilfe eines 24-Kanal PSC-Druckscanners mit einer Auflösung von 50 Hz. Vorabexperimente belegen, dass durch eine Integration der Druckdifferenzen von Saug- und Druckseite entlang der Tragflügelsehne die simultan erfassten resultierenden Auftriebskräfte mit hoher Güte repliziert werden können.



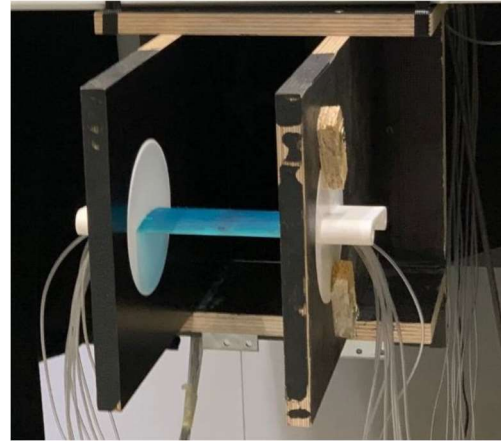
**Abbildung 3:** Skizzierter Versuchsaufbau zur Erfassung der aerodynamischen Kenngrößen der untersuchten Tragflügelsegmente.

Der detaillierten Vermessung der Tragflügelprofile im Windkanal folgt nun die Überführung in das aeroakustische Setup, welches keine Waagenmessung mehr erlaubt, einer parallelen Erfassung der statischen Druckverläufe auf dem Tragflügel jedoch nichts im Wege steht. So können simultan die akustische Abstrahlcharakteristik als auch die lokalen aerodynamischen Parameter erfasst werden. Ein *Fitting* dieses lokalen Druckverlaufes mit den zuvor erhaltenen Kenndaten aus dem Windkanal ermöglicht die eindeutige Zuordnung des damit einhergehenden Auftriebsbeiwertes als auch des effektiv wirkenden Anstellwinkels, welcher bspw. durch den finiten Tragflügelspann und die begrenzte Dimension des Freistrahles deutlichen Variationen unterliegt.

#### Aeroakustischer Versuchsstand

Zur Erfassung der Abstrahlcharakteristik wird sich des reflexionsarmen Raumes des ISAVE bedient. Der Windkanal kann hierzu mit einer Öffnungsfläche von 300 mm x 300 mm über eine 16m lange Beruhigungsstrecke, ausgestattet mit effizienten Kulissenabsorbbern, in diesen akustischen Messraum eingeleitet werden.

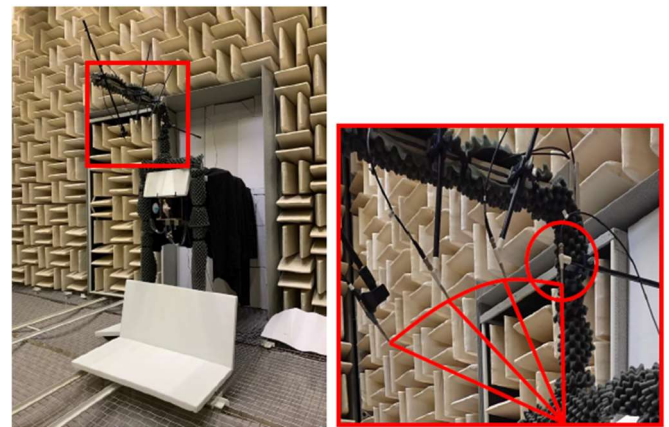
Die maximal realisierbaren Strömungsgeschwindigkeiten betragen 50 m/s. In den so realisierten Freistrahle wird eine auf die Tragflügelsegmente zugeschnittene Versuchseinrichtung angefügt. Definierte Seitenwände unterbinden dreidimensionale Ablöseeffekte nahe der Enden des Tragflügelspanns. Eine Klemmhalterung ermöglicht die exakte Einstellung des geometrischen Anstellwinkels bei gleichzeitiger Durchführung der Druckschläuche für die aerodynamische Validierungs- bzw. Zuordnungsmessung via Druckscanner.



**Abbildung 4:** Aeroakustisches Setup eines Tragflügelsegmentes inklusive applizierter statischer Druckmessung.

Stromauf der Tragflügelsegmente können in hinreichendem Abstand Turbulenzgitter unterschiedlicher Geometrie eingebracht werden, um so näherungsweise isotrope Zuströmturbulenzen i.H.v.  $2,6\% \leq Tu \leq 12,1\%$  (an der Tragflügelvorderkante) zu generieren.

Zur Erfassung der Abstrahlcharakteristik dienen drei „¼“ Klasse I ICP Mikrofone, deren Signale über ein MK II Frontend und der Analysesoftware Müller BBM VAS-PAK erfasst wird. Beginnend in der Senkrechten sind alle Mikrofone mit einem äquidistanten Abstand von  $15^\circ$  zueinander auf einem Radius von 750 mm zur Tragflügelvorderkante positioniert.



**Abbildung 5:** Akustisches Messsetup in Relation zum applizierten Tragflügelsegment im Freistrahle des aeroakustischen Windkanals..

Mit einer Abtastrate von 44.100 Hz und einer Frequenzauflösung von 1,34 Hz wird über eine Anzahl von 300 gemittelten Blöcken ( $OL = 66,7\%$ ) über eine Mittelungsdauer von 74 s ein gut aufgelöstes, zeitlich unabhängiges und reproduzierbares Messergebnis erzielt.

## Ergebnisse

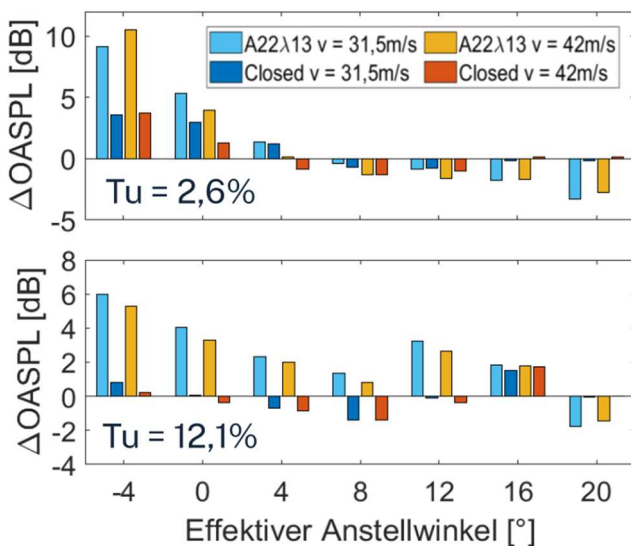
### Geschlossene Serration

Die zugeordneten aerodynamischen Kennwerte sind in Tabelle 1 zusammengefasst. Insbesondere bei hoher Zuströmturbulenz können die Auftriebsbeiwerte der Ausgangskonfiguration bei erhöhten Anstellwinkeln um 15% - 26% übertroffen werden, was als Indikator einer verbesserten *Post-Stall* Performanz dient. Im Bereich des linearen Verhaltens sowie bei geringem Turbulenzgrad geht die Aerodynamik auf Kosten der nicht Tragflügelkonformen Zwischenebene mit entsprechend verminderter Effizienz.

**Tabelle 1:** Verhältnis der Auftriebsbeiwerte in Bezug auf das Tragflügel-Ausgangsmodell NACA65(12)-10. Geschlossene Konfiguration.

$\alpha$	°	-5	0	+5	+10	+15
$\Delta C_A, Tu = 12,1\%$	--	56%	4%	-15%	-23%	-26%
$\Delta C_A, Tu = 2,6\%$	--	7%	18%	12%	17%	21%

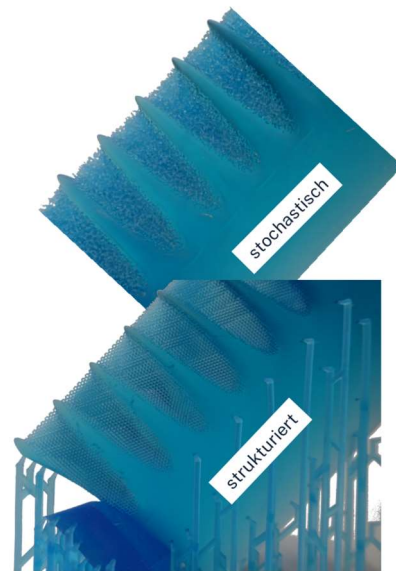
Akustisch zeigt sich ein weniger akzeptables Bild mit einem nur geringfügigen Schallreduktionspotenzial im Bereich negativer Anstellwinkel.



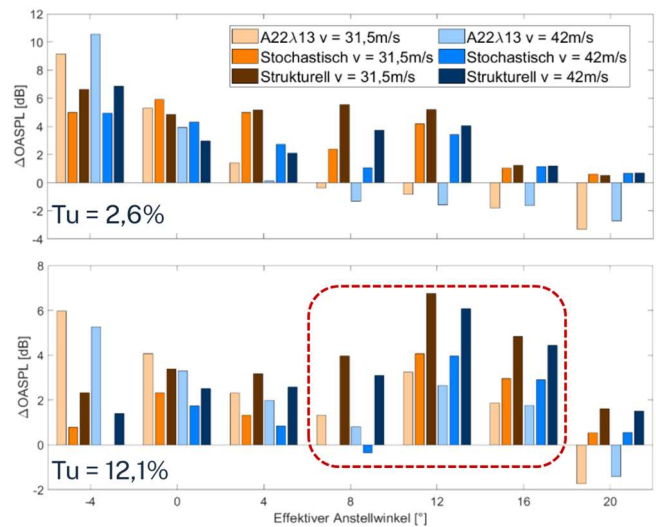
**Abbildung 6:** Summenpegeldifferenz im Frequenzband 10 Hz – 12 kHz in Bezug auf das Tragflügel Ausgangsmodell NACA65(12)-10. Geschlossene Konfiguration.

### Poröse Serration

Das akustische Potenzial ist deutlich vielversprechender sobald poröse Strukturen in die Zwischenräume der Serrations eingebracht werden. Insbesondere eine strukturierte Anordnung der porösen Zellen zeigt eine Reduktion des Summenpegels um bis zu 6,1 dB in einem weiten Wirkungsbereich bei niedriger Zuströmturbulenz. Die dort ersichtliche Maximizeffizienz im Bereich niedriger Anstellwinkel verschiebt sich in Richtung höherer Anstellwinkel mit einer Erhöhung der Zuströmturbulenz. Hier wird das Schallreduktionspotenzial der Referenz-Serrations maßgeblich übertroffen.



**Abbildung 7:** Gefertigte Prototypen mit stochastischer und strukturierter porösen Füllung.



**Abbildung 8:** Summenpegeldifferenz der porösen Applikationen im Frequenzband 10 Hz – 12 kHz in Bezug auf das Tragflügel Ausgangsmodell NACA65(12)-10. Poröse Konfigurationen.

Eindeutiger Nachteil ist die bislang deutlich verminderte Effizienz der aerodynamischen Kennwerte im Falle niedriger Zuströmturbulenz (Tabelle 2). Die großflächig applizierten porösen Strukturen erhöhen den Strömungswiderstand und unterbinden die bislang bekannten aerodynamischen Wirkprinzipien der *Leading Edge Serrations*. Hier wird eine Kombination der Porosität mit einer „Ebenenlösung“ wie im Falle der geschlossenen Serrations als zielführender angesehen. Bei erhöhter Zuströmturbulenz ( $Tu = 12,1\%$ ) zeigen sich die aerodynamischen Kennwerte deutlich performanter, was als Indikator für ein erhebliches Anwendungspotenzial gedeutet werden kann. Der Wirkeffekt ist vermutlich eine ggü. der Ausgangskonfiguration stabilere Ablösesistenz unter vollturbulenten Bedingungen der Grenzschicht.

**Tabelle 2:** Verhältnis der Auftriebsbeiwerte in Bezug auf das Tragflügel-Ausgangsmodell NACA65(12)-10. Poröse Konfigurationen.

$\alpha$	°	-5	0	+5	+10	+15	
$\Delta C_A, Tu = 12,1\%$	--	69%	18%	1%	0%	2%	stochastisch
$\Delta C_A, Tu = 2,6\%$	--	0%	29%	22%	35%	44%	
$\Delta C_A, Tu = 12,1\%$	--	54%	22%	4%	6%	10%	strukturiert
$\Delta C_A, Tu = 2,6\%$	--	-28%	32%	22%	31%	38%	

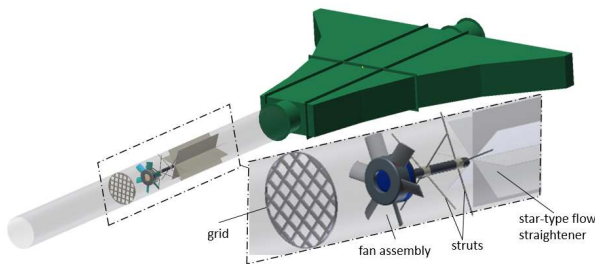
### Zusammenfassung & Ausblick

Die im Zuge dieser Voranalysen gewonnenen Erkenntnisse lassen sich wie folgt zusammenfassen:

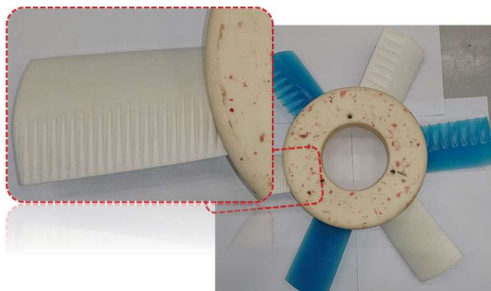
- Es wurde eine aerodynamische Leistungssteigerung durch die eingebrachten (geschlossenen) Ebenen erzielt,
- eine signifikante Schallreduktion unter Einbindung poröser Strukturen ist erkennbar, insbesondere für strukturiert-poröse Konfigurationen,
- die aerodynamische Leistungsfähigkeit der porösen Prototypen (insbesondere bei  $Tu = 2,6\%$ ) ist durch den vergrößerten Strömungswiderstand und den Einfluss auf den Grenzschichtumschlag jedoch eingeschränkt, jedoch
- vergrößern die porösen Strukturen die aerodynamisch wirksame Fläche und unterbinden die Ausbildung eines örtlich (spannweitig) konstanten Staupunktes.

### Ausblick

Perspektivisch sollen die begonnenen Arbeiten weitergeführt werden. Neben einer Variation der Porositätseigenschaften ist auch die Überführung auf ein rotierendes System angedacht. Simultane Untersuchungen der aeroakustischen Signatur als auch der aerodynamischen Performanz sind u.A. mit einem Kanalprüfstand realisierbar.

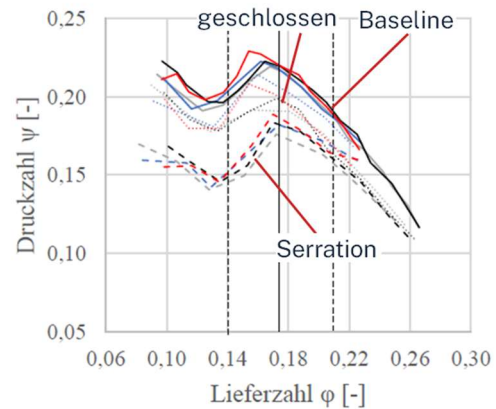


**Abbildung 9:** Skizzierter Versuchsaufbau im aeroakustischen Kanalprüfstand nach DIN ISO 5136 [7, 8].



**Abbildung 10:** Modellhafter Rotor mit exemplarisch applizierter geschlossener Zwischenebene (Zoom) sowie porösen Strukturen (weitere Rotorschaukeln).

Abbildung 11 zeigt den aerodynamischen Effekt von Prototypen mit einer geschlossenen Ebene im Serrationsbereich. Klar erkennbar ist die deutliche Aufwertung der Totaldruckerhöhung ggü. konventioneller *Leading Edge Serrations* hin zur Ausgangskennlinie (Baseline). Die akustische Gesamtreduktion ist hierbei mit  $0,6 \text{ dB} \leq \Delta Lp \leq 1,5 \text{ dB}$  jedoch noch limitiert. Weitere Analysen mit porösen Strukturen stehen aus.



**Abbildung 11:** Aerodynamische Kennlinien der Ausgangskonfiguration (Baseline), einer modulierten Variante (Serration) sowie selbiger Variante mit geschlossener Zwischenebene (geschlossen), basierend auf NACA65(12)-10 Tragflügelprofilen.

### Literatur

- [1] Sarradj, E., Fritzsche, C., Geyer, T., 2011, "Silent Owl Flight: Bird Flyover Noise Measurements," AIAA J., 49(4), pp. 769–779.
- [2] Fish, F. E., Battle, J. M., 1995, "Hydrodynamic Design of the Humpback Whale Flipper," J. Morphol., 225(1), pp. 51–60.
- [3] Chong, T. P., Biedermann, Till, M., Koster, O., Hasheminejad, S. M., 2018, "On the Effect of Leading Edge Serrations on Aerofoil Noise Production," AIAA J. No. 2018-3289.
- [4] Krömer, F., Czwiolong, F., Becker, S., 2019, "Experimental Investigation of the Sound Emission of Skewed Axial Fans With Leading-Edge Serrations," AIAA J., 57(12), pp. 5182–5196.
- [5] Kim, J. W., Haeri, S., and Joseph, P. F., 2016, "On the Reduction of Aerofoil–Turbulence Interaction Noise Associated With Wavy Leading Edges," J. Fluid Mech., 792, pp. 526–552.
- [6] Chaitanya, P., Joseph, P., Narayanan, S., Vanderwel, C., Turner, J., Kim, J. W., Ganapathisubramani, B., 2017, "Performance and Mechanism of Sinusoidal Leading Edge Serrations for the Reduction of Turbulence–Aerofoil Interaction Noise," J. Fluid Mech., 818, pp. 435–464.
- [7] Biedermann, T. M., Chong, T. P., Kameier, F., and Paschereit, C. O., 2018, "On the Transfer of Leading Edge Serrations From Isolated Aerofoil to Ducted Low-Pressure Fan Application," AIAA Nr. 2018-2956.ISO 5136
- [8] ISO, 2009, "Akustik - Bestimmung der von Ventilatoren und anderen Strömungsmaschinen in Kanäle abgestrahlten Schallleistung - Kanalverfahren (ISO 5136:2003)," Deutsche Fassung EN ISO 5136:2009, DIN EN ISO 5136:2009-11