

## Konzept zur Reduzierung von Hinterkantenlärm

J. Reichenberger<sup>1</sup>, M. Pott-Pollenske<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Airbus Group Innovations, 81663 München, Germany, E-Mail: johann.reichenberger@eads.net

<sup>2</sup> German Aerospace Center (DLR), Braunschweig, Germany, E-Mail: michael.pott-pollenske@dlr.de

### Einleitung

Die effiziente Reduzierung von Flugzeuglärm ist für das kontinuierliche Anwachsen der zivilen Luftfahrt ein wichtiger Punkt. In den letzten Jahrzehnten wurden große Anstrengungen unternommen den Triebwerkslärm zu reduzieren. Im Landeanflug jedoch ist der Umströmungslärm vergleichbar mit dem Triebwerkslärm. Deshalb müssen Maßnahmen zur Minderung der Umströmungslärmquellen, wie Fahrwerk und Hochauftriebssysteme, erarbeitet werden. Die Lärmquellen an den Hochauftriebssystemen werden gewöhnlich in Klappenseitenkantenlärm und Vorflügelärm (Abbildung 1) eingeteilt, wobei letzterer das Thema dieser Arbeit ist. Studien in den letzten Jahren zu den Mechanismen und Modellierung der Hochauftriebslärmquellen ergaben eine Anzahl von numerischen, semi-analytischen Modellierungsansätzen zu lokalen instationären Strömungseffekten, welche die Quellen zur Akustik im Fernfeld darstellen. Einen wesentlichen Beitrag zum Vorflügelärm liefert die Vorflügelhinterkante. An skalierten Modellen konnte durch Optimierung des Hinterkantendesigns oder durch Anbringung von z.B. Bürsten der Hinterkantenlärm an der Quelle reduziert werden. In dieser Arbeit wird ein Konzept vorgestellt, das die für die Lärmentstehung mitverantwortlichen Turbulenzanteile aus der Strömung noch vor dem Erreichen der Hinterkante absorbiert und bedämpft.

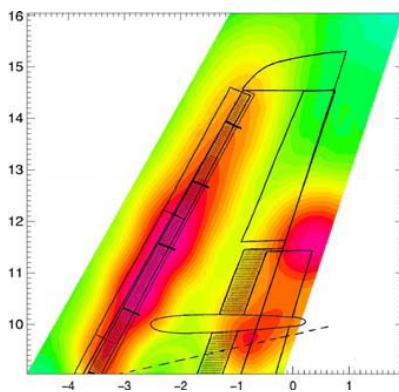


Abbildung 1: Klappenseitenkantenlärm und Vorflügelärm mittels Mikrophonarray im Windkanal identifiziert.

### Lärmquellmechanismen am Vorflügel

Stationäre RANS Rechnungen an einem Flügel in Landekonfiguration zeigen eine sehr hohe Turbulente Kinetische Energie im Bereich der Vorflügelhinterkante (Abbildung 2). Die Ursache dafür ist unter anderem die instabile Scherschicht, die durch den Vorflügelrückseiten-

wirbel erzeugt wird und auf die Oberfläche der Vorflügelrückseite trifft. Die dabei entstehenden Turbulenzen können mit der Hinterkante interagieren und erzeugen Lärm. Dieser Vorgang ist schematisch in Abbildung 3, [1] dargestellt.

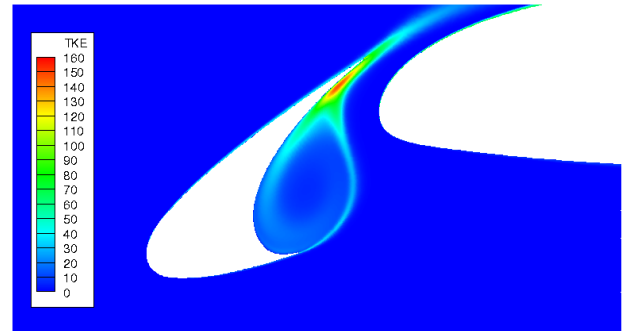


Abbildung 2: Verteilung der Turbulenten Kinetischen Energie, stationäre RANS, Freifeld,  $Ma = 0.18$ ,  $AOA = 5^\circ$ .

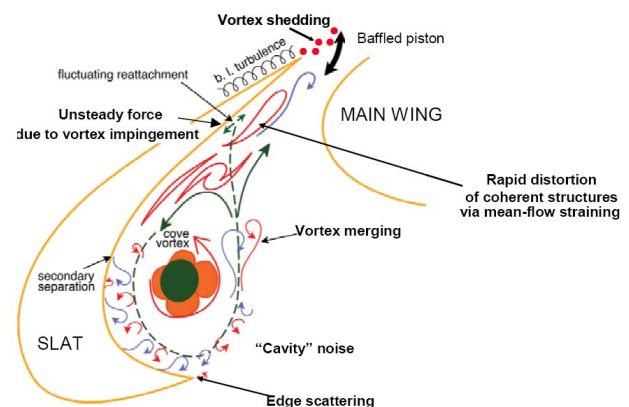


Abbildung 3: Vorflügelrückseitenwirbel mit instabiler Scherschicht..

### Konzept einer lärmarmen Vorflügelhinterkante

Eine perforierte Vorflügelhinterkante soll die turbulente Energie im Bereich der Oberfläche absorbieren und die turbulenten Druckfluktuationen, die als Quellterme des Schalls wirken, bedämpfen. Dabei wird die Vorflügelhinterkante gelocht und anschließend mit einem perforierten Multilayer-Metallsieb überspannt. Bei der Auswahl des Siebes ist darauf zu achten, daß der Strömungswiderstand des Siebes etwa der Schallimpedanz von Luft entspricht. Das Sieb ist quasi akustisch offen und aerodynamisch geschlossen, sodaß die aerodynamischen Eigenschaften wie z.B. der Auftrieb unbeeinflusst bleiben. Hierzu wurden

verschiedene Siebarten untersucht. Der Test dieses Konzeptes an einer kleinskaligen NACA-Profil-Hinterkante (Abbildung 4) im aeroakustischen Windkanal beim ISVR in Southampton [2] zeigte ein vielversprechendes Lärm-minderungspotential (Abbildung 5).

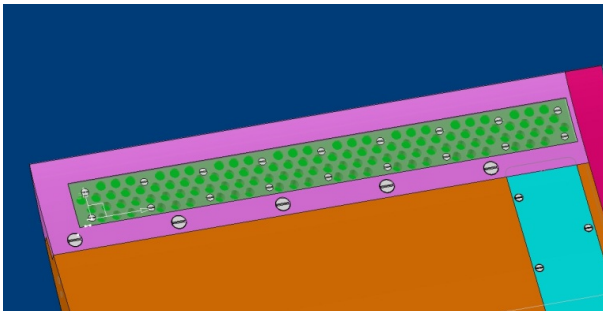


Abbildung 4: Poröse NACA-Profil-Hinterkante.

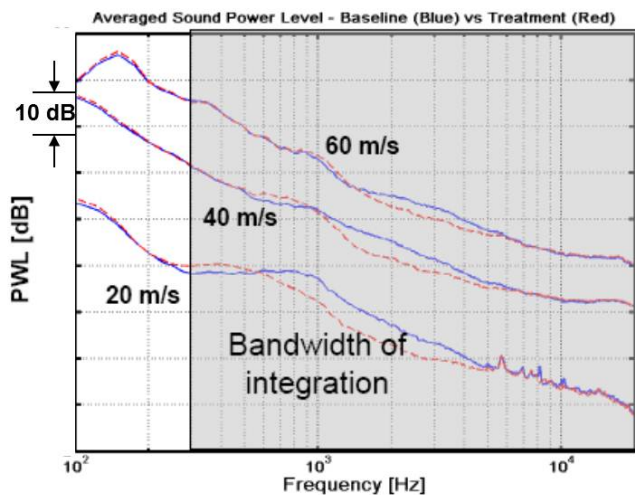


Abbildung 5: Schalleistungsspektren für originale und poröse Hinterkante bei verschiedenen Strömungsgeschwindigkeiten, Anstellwinkel  $10^\circ$ .

## Aeroakustischer Großskalenversuch

Das Lärm-minderungskonzept wurde auf die Vorflügel-hinterkante des großskaligen aeroakustischen Windkanal-modells (FTEG Modell mit 6 m Spannweite) übertragen. Das Trägermodell für die lärmarme Vorflügelhinterkante besteht in Spannweitenrichtung (mittlerer Vorflügel, 3m Spannweite) aus 10 Einzelteilen (Abbildung 6). Diese wurden mit „Rapid Prototyping“ gefertigt und anschließend mit dem perforierten Multilayer-Metallsieb überspannt. Der Windkanalversuch fand im DNW statt, dabei wurden verschiedene Strömungsgeschwindigkeiten als auch Anstellwinkel getestet. Der Schall der Basiskonfiguration und der lärmarmen Vorflügelhinterkante wurde mit einem Mikrophonarray gemessen und anschließend mit einem Beamforming-Algorithmus ausgewertet.

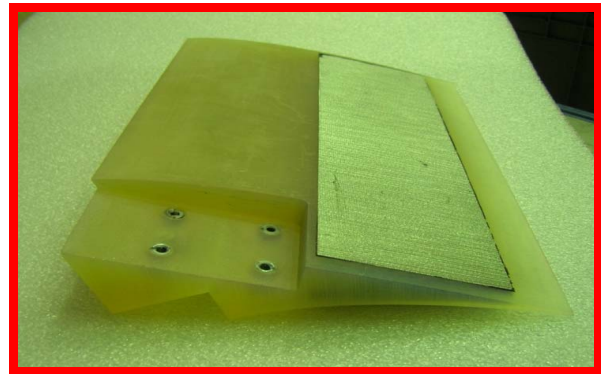


Abbildung 6: Eines der 10 Vorflügelhinterkantenteile gefertigt mit Rapid Prototyping und mit dem Multilayer-Metallsieb überspannt.

## Akustische Messergebnisse

Die lärmarme Vorflügelhinterkante wurde im mittleren Flügelbereich über 3 m Spannweite getestet. Dabei wurde die Windgeschwindigkeit (45, 55 und 65 m/s) und der Anstellwinkel ( $10^\circ$ ,  $13^\circ$  und  $16^\circ$ ) variiert. Es wurde eine Lärm-minderung von bis zu 2 dB erreicht (Abbildung 7),

- abhängig vom Anstellwinkel, wobei der geringste Anstellwinkel die beste Lärm-minderung zeigt,
- unabhängig von der Strömungsgeschwindigkeit
- ist beschränkt auf den Frequenzbereich von 300 Hz bis 6 kHz und erfasst das Pegelmaximum
- im Frequenzbereich von 3 kHz bis 6 kHz zeigt sich eine leichte Pegelerhöhung von ca. 1 dB.

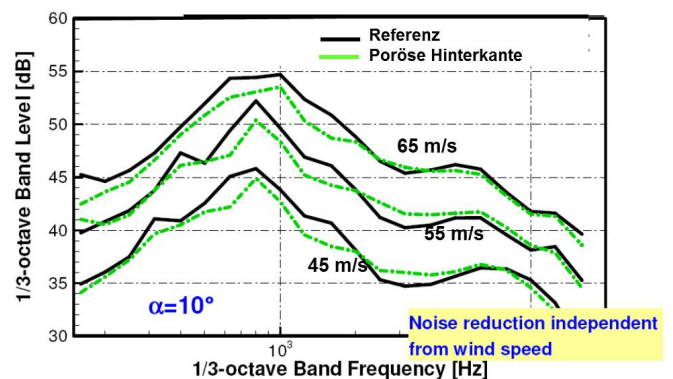


Abbildung 7: Lärm-minderungspotential mittels lärmarmen Hinterkante bei verschiedenen Strömungsgeschwindigkeiten,  $\alpha = 10^\circ$ , 1/3-Octave-Band Schalldruckspektrum mit dem Mikrophonarray gemessen.

## Literatur

- [1] Khorrami NASA, „Effect of Three-Dimensional Shear-Layer Structures on Slat Cove Unsteadiness“, AIAA JOURNAL, Vol.45, No. 9, September 2007
- [2] Reichenberger, J., Gruber, M., Joseph, P., „Airfoil treatments for low-noise“, Deliverable D2.9, EU Project FLOCON, 2011