

Schallentstehung bei Tragflügeln mit Hinterkantenausblasen

Julian Winkler, Thomas Carolus

Institut für Fluid- und Thermodynamik, Universität Siegen, E-Mail: julian.winkler@uni-siegen.de

Einleitung

Zur Minderung des Schalls in Strömungsmaschinen mit Rotor und Stator, der auch als Interaktionsschall z.B. bei Flugzeugtriebwerken bekannt ist, wird diskutiert, den Rotornachlauf durch Luftausblasen aufzufüllen. Diese Arbeit überträgt den Sachverhalt auf den ebenen Tragflügel. Ein erstes Ziel der hier beschriebenen Arbeit ist es, durch geschicktes Ausblasen nicht nur makroskopisch den Nachlauf aufzufüllen, sondern auch die Nachlauf-turbulenz zu verringern. Die Turbulenzreduktion würde zu einer verminderten Interaktion der Nachlaufturbulenz mit der Statorvorderkante führen (Breitbandschallreduktion). Ein zweites Ziel der Arbeit ist es, den Schall zu beschreiben und zu minimieren, der durch den Ausblasvorgang selbst entsteht (self-noise).

Schallmechanismen

Betrachtet wir eine idealisierte Rotor-Stator Anordnung in Form von zwei ebenen Tragflügeln im Tandem, s. Abb. 1. An einem solchen Tragflügel-Tandem sind zwei wesentliche Schallmechanismen von Bedeutung: (1) das Eigengeräusch am Vorderflügel mit Ausblasschlitz und (2) der Vorderkantenschall am Nachlauflügel. Letzterer soll durch Ausblasen vermindert werden, möglichst ohne dabei Mechanismus (1) negativ zu beeinflussen.

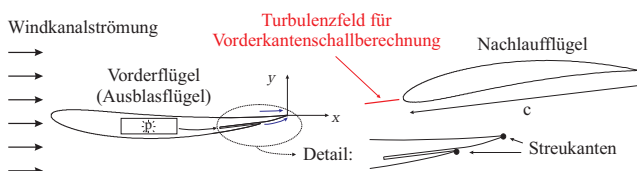


Abbildung 1: Prinzipskizze zweier Tragflügel in Tandemanordnung.

Numerische Strömungsberechnung

Das inkompressible Stromfeld um den einzelnen Vorderflügel mit und ohne Ausblasen wird mit einer Grobstruktursimulation (Large-Eddy Simulation, LES) berechnet. Hierzu werden die gefilterten Navier-Stokes Gleichungen gelöst. Die groben Strukturen werden direkt aufgelöst, während die kleinen turbulenten Strukturen mit dem dynamischen Smagorinsky Feinstrukturmodell berechnet werden. Als Einlassrandbedingung zum Rechengebiet wird ein Geschwindigkeitsprofil vorgegeben, welches den Windkanaleinfluss des Experiments mit berücksichtigt. Es wird mit der 1.6-fachen Windkanalgeschwindigkeit ausgeblasen bei einer Mach-Zahl < 0.1 .

Schallberechnung Vorderflügel

Das Eigengeräusch des Ausblasflügels wird im vorliegenden Fall durch zwei Interaktionen erzeugt: (1) Schlitzlippe mit externer turbulenter Grenzschicht und Ausblaskanalturbulenz, (2) Hinterkante mit externer druckseitiger und saugseitiger Grenzschicht (s. Abb. 1). Zur Schallberechnung wird das Modell von Amiet [1] verwendet, welches die Schallabstrahlung von einfallenden turbulenten Böen der Grenzschicht auf die Hinterkante einer unendlich dünnen flachen Platte beschreibt. Die spektrale Leistungsdichte des Schalldrucks im Fernfeld ist gegeben durch:

$$S_{pp}(\vec{x}, \omega) \approx \left(\frac{\omega c x_3}{4\pi c_0 S_0^2} \right)^2 \pi \frac{L}{2} |\mathcal{L}_{\mathcal{HK}}|^2 \Pi_0 \quad (1)$$

Π_0 ist das integrierte Wellenzahl-Frequenzspektrum der turbulenten Druckschwankungen nahe der Streukante, welches aus den LES-Daten berechnet werden kann. $\mathcal{L}_{\mathcal{HK}}$ ist eine akustische Transferfunktion, welche die Richtcharakteristik der Schallabstrahlung beschreibt. Das Modell wird zweifach angewandt: auf die Schlitzlippe und auf die Hinterkante. Hierbei wird angenommen, dass beide statistisch unabhängig voneinander Schall abstrahlen. Durch Superposition ergibt sich dann das Gesamtschallfeld. Die Berechnungsergebnisse für einen festen Beobachterpunkt auf Basis der LES-Daten sind in Abb. 2 in Form des Schalldruckpegels L_p dargestellt.

$$L_p = 10 \log(S_{pp}/p_{ref}^2 \Delta f) \text{ mit } p_{ref} = 2 \times 10^{-5} \text{ Pa} \quad (2)$$

Der Ausblasstrahl bewirkt eine Schallerhöhung insbesondere im hohen Frequenzbereich ($f > 2 \text{ kHz}$).

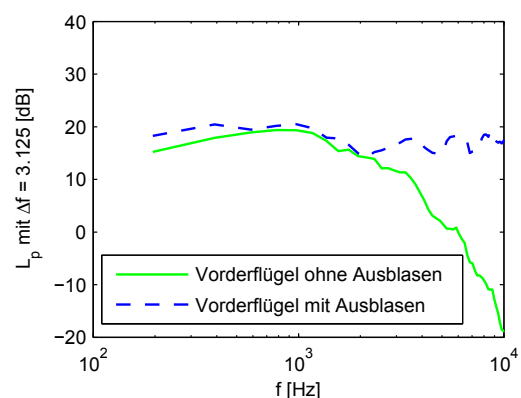


Abbildung 2: Prognostizierter Schall am Einzelflügel mit und ohne Ausblasen.

Schallberechnung Nachlauflügel

Zur Berechnung des Interaktionsschalls der Nachlaufturbulenz mit dem Nachlauflügel, wird ebenfalls ein ana-

lytisches Verfahren nach Amiet [2] verwendet. Das Modell vereinfacht den Tragflügel zu einer unendlich dünnen flachen Platte, welche durch einströmende turbulente Böen Auftriebsschwankungen erfährt. Diese instationäre Wechselkraft führt zur Schallabstrahlung von der Vorderkante. Das Schallfeld berechnet sich wie folgt:

$$S_{pp}(\vec{x}, \omega) \approx \left(\frac{\rho_0 \omega c x_3}{2c_0 S_0^2} \right)^2 \frac{L}{2} u_0 \pi |\mathcal{L}_{\nu\kappa}|^2 \Phi_{vv} \quad (3)$$

wobei Φ_{vv} das Wellenzahl-Frequenzspektrum der zum Flügel senkrechten Geschwindigkeitsfluktuation v' ist. Im Raum-Zeitbereich entspricht dies den Zwei-Punkt-Korrelationen R_{vv} . Diese statistische Größe enthält die charakteristische Information zur Schallentstehung. Alle anderen Größen in Amiet's Modell sind gegeben. $\mathcal{L}_{\nu\kappa}$ ist wieder eine akustische Transferfunktion. Eine mögliche Schallreduktion durch Ausblasen lässt sich anhand von R_{vv} identifizieren. Zu diesem Zweck wurde aus den LES-Daten im Nachlaufbereich R_{vv} berechnet, s. Abb. 3. Die dargestellten Konturplots sind mit der turbulenten kinetischen Energie ohne Ausblasen normiert, um einen direkten Vergleich zu erleichtern. Es zeigt sich deutlich, dass die räumliche Struktur der Nachlaufturbulenz als auch deren Amplitude durch Ausblasen reduziert wird.

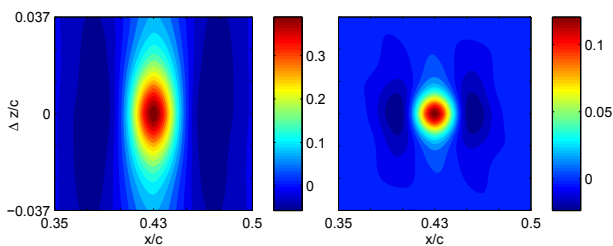


Abbildung 3: Normierte Zwei-Punkt Korrelationen der Nachlaufturbulenz ohne (links) und mit Ausblasen (rechts).

Eine Schallprognose auf Basis von Gl. 3 liefert die in Abb. 4 dargestellten Spektren. Um den Einfluss einer endlich dicken Vorderkante auf die Schallabstrahlung zu berücksichtigen, wurde in Gl. 3 ein exponentieller Dämpfungsfaktor [3] berücksichtigt. Basierend auf der Prognose ist mit einer Breitbandschallreduktion von bis zu 8 dB im Frequenzbereich $f < 2 \text{ kHz}$ zu rechnen.

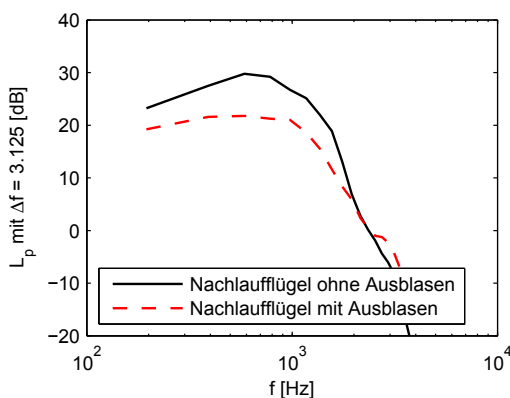


Abbildung 4: Prognostizierter Schall am Nachlauftflügel mit und ohne Ausblasen.

Vergleich zum Experiment

Eine Synthese der zuvor einzeln betrachteten Schallmechanismen ergibt sich unmittelbar durch Vergleich mit Mikrofonmessungen am Tragflügeltandem im Windkanal. Die wichtigsten Ergebnisse der Messungen sind in Abb. 5 dargestellt. Zum direkten Vergleich wurden die prognostizierten Werte mit aufgetragen. Bei allen Messungen wurde das Hintergrundrauschen des Kanals vom Nutzsignal abgezogen. Für die Tandemanordnung wurden die berechneten Schallspektren für Vorderflügel und Nachlauftflügel nach dem Superpositionsprinzip überlagert. Während am Einzelflügel Experiment und Berechnung relativ gut übereinstimmen, sind im Tandem größere Abweichungen zu erkennen, jedoch wird der Trend korrekt erfasst. Die Schallmessungen bestätigen tendenziell eine Schallminderung im Bereich $500 \text{ Hz} < f < 1,2 \text{ kHz}$. Für $f < 500 \text{ kHz}$ ist keine Reduktion zu erkennen, eventuell da in diesem Bereich die Abstrahlung peripherer Einrichtungen am Windkanal dominiert.

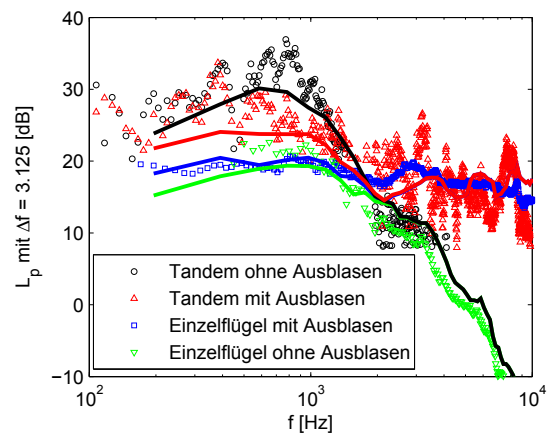


Abbildung 5: Experiment (Symbole) und Schallberechnung nach Amiet (Linien) im Vergleich.

Zusammenfassung und Ausblick

Es wurde gezeigt, dass eine Schallreduktion durch Ausblasen im stationären Tragflügeltandem für $f < 1,2 \text{ kHz}$ möglich ist, jedoch mit einer Schallerhöhung im Bereich $f > 2 \text{ kHz}$ einhergeht. Um einen günstigen Trade-Off zwischen den „konkurrierenden“ Mechanismen zu finden werden gegenwärtig unterschiedliche Ausblasgeometrien und -geschwindigkeiten untersucht.

Literatur

- [1] Amiet, R. K.: Noise Due to Turbulent Flow Past a Trailing Edge. Journal of Sound and Vibration 47(3) (1976), 387-393
- [2] Amiet, R. K.: Acoustic Radiation from an Airfoil in a Turbulent Stream. Journal of Sound and Vibration 41(4) (1975), 407-420
- [3] Gershfeld, J. L.: Leading Edge Noise From Thick Foils in Turbulent Flows. Journal of the Acoustical Society of America 116(3) (2004), 1416-1426