

Strahl-Klappen-Interferenz – wie bedeutsam ist die Interaktionsschallquelle am Flugzeug

Christian Jente¹

¹ Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., 38108 Braunschweig, E-Mail: christian.jente@dlr.de

Einleitung

Die Innovationen im Bereich des zivilen Großraumflugzeugdesigns der letzten Jahre zielten unter anderem darauf ab, große Triebwerke unterhalb eines wenig veränderten Flugzeugrumpfs zu integrieren (Abbildung 1). Hohe Nebenstromverhältnisse sorgen dafür, dass der gleiche Triebwerksschub bei geringerem schubspezifischem Brennstoffverbrauch und geringeren Strahlgeschwindigkeiten geliefert werden. Die geringere Strahlgeschwindigkeit wirkt positiv auf eine Lärmreduzierung. Die größeren Triebwerke verursachen jedoch zunehmend geringere Abstände zwischen dem Triebwerk und dem Flügel. Damit wird die Triebwerksintegration nicht nur eine Herausforderung in Bezug auf die Integration der Nebenaggregate und der Triebwerkssteuerung:

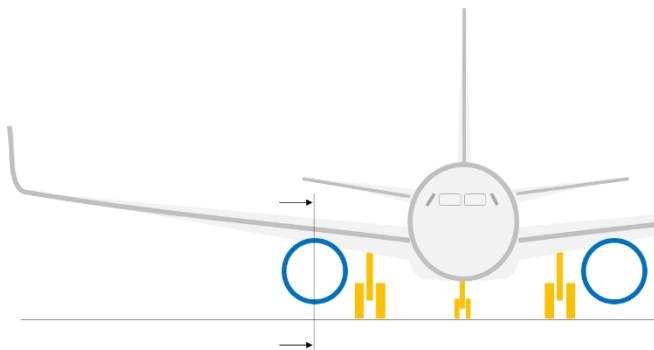


Abbildung 1: Triebwerke (blau) an Flugzeugrumpf (grau) mit bestehendem Fahrwerk (gelb)

Mit der Interaktion zwischen dem Triebwerk und der Landeklappen des Flugzeugflügels tritt eine neue Schallquelle hervor, die das Flugzeuggesamtgeräusch maßgeblich verändern kann. Das Strahl-Klappen-Interferenzgeräusch (engl. jet-flap interaction, JFI) muss also verstanden und physikalisch charakterisiert werden, um etwaige akustisch bedingte Grenzen der Triebwerksintegration ausfindig zu machen. Dazu wurden am Aeroakustischen Windkanal Braunschweig (AWB) seit 2016 verschiedene Experimente durchgeführt.

Problem-Definition und Geometrie

JFI ist ein Mehrkörperproblem. Relevante Bauteile sind dabei das Triebwerk und der Hochauftriebsflügel mit seinem Vorflügel, Hauptflügel und der Landeklappen. Triebwerk und Flügel sind zueinander u.a. durch die Triebwerksintegrationsparameter Länge L und Höhe H definiert. In Abbildung 2 sind diese Maße bereits in Bezug auf das JFI-Problem zwischen Düsenaustrittsebene (BOC) und Landeklappenhinterkante (FTE) definiert.

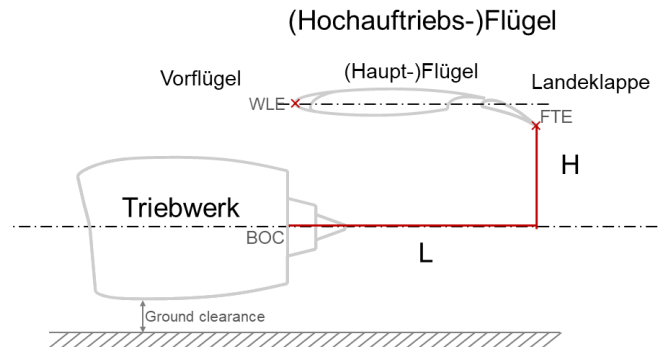


Abbildung 2: JFI als Mehrkörperproblem

JFI ist ein Mehrphasenproblem (Abbildung 3). Da gibt es zunächst die Grund- bzw. Fluggeschwindigkeit U_∞ . Diese entscheidet darüber, inwiefern die Tragflügelaerodynamik eine wichtige Rolle spielt. Es werden zwei Fälle unterschieden, JFI im (1) stationären Betrieb oder unter (2) Flugbedingungen. Des Weiteren gibt es den Triebwerksstrahl mit Strahlgeschwindigkeit U_j , der in Abbildung 3 bereits stark vereinfacht eingezeichnet ist. Dieser besteht in seinem aerodynamischen Nahfeld aus einem Strahlpotentialkern und der Scherschicht.

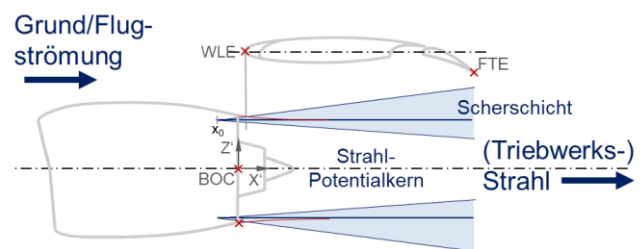


Abbildung 3: JFI als Mehrphasenproblem

Die Idee ist, das Triebwerk durch ein Modell des aerodynamischen Nahfelds des Triebwerkstrahls zu ersetzen.

Dafür werden (A) die Mischgrößen von Bypass- und Kernströmung (und hier insbesondere der Strahlradius R_{mix}) ermittelt. (B) Die Scherschichtdicke δ_ω wird mit dem Modell einer ebenen Trennungsschicht approximiert. Die Verteilung der Scherschichtdicke um den Strahlradius wird ebenfalls mit einer Funktion c_r (C) abgeschätzt [1].

Eine sehr geeignete geometrische Beschreibung der JFI-Strömungsphysik ergibt sich zwischen dem virtuellen Ursprung der Scherschicht $x_{0,NF}$ und der Flügelgeometrie in Polarkoordinaten. Mit Hilfe des Polarwinkels φ kann der Platzbedarf für den Triebwerksstrahl (Gleichungen 2-4: Strahlbreite, Mischradius und Potentialkern) berechnet werden und mit der gesamten installierten Flügelkontur (Gleichung 5) verglichen werden.

$$r_U = U_\infty / U_j \quad [-] \quad (1)$$

$$\tan(\phi'_{SS,o}) = \frac{Z_o - R_{mix}}{X - x_{0,NF}} = f_o(r_U) \quad [-] \quad (2)$$

$$\tan(\phi'_{SS,mix}) = \frac{R_{mix} - R_{mix}}{X - x_{0,NF}} = 0 \quad [-] \quad (3)$$

$$\tan(\phi'_{SS,i}) = \frac{Z_i - R_{mix}}{X_i - x_{0,NF}} = f_i(r_U) \quad [-] \quad (4)$$

$$\tan(\phi'_{wing}) = \frac{Z_{wing} - R_{mix}}{X - x_{0,NF}} \quad [-] \quad (5)$$

Der Vergleich kann auch in Längenmaßen durchgeführt werden: Mit dem Geschwindigkeitsverhältnis r_U wird der halbe Öffnungswinkel der isolierten Scherschicht $\tan(\phi'_{SS,o})$ eingestellt. Die Strahlbreite Z_o und die Breite des Potentialkerns Z_i wird an der Landklappenhinterkante ($X = L$) ermittelt.

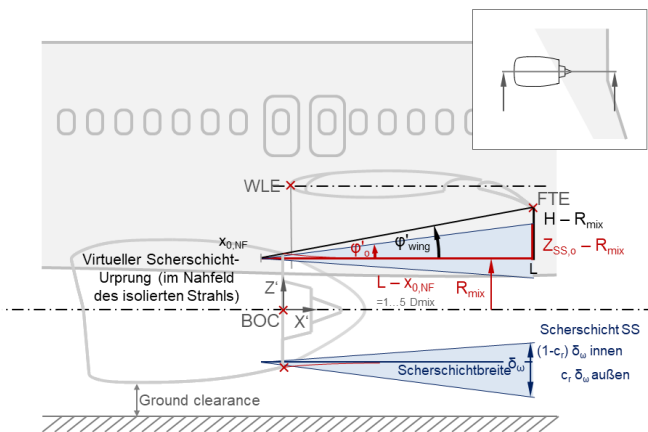


Abbildung 4: Geometrische Beschreibung

Dieses Modell (in Abbildung 4) ist allerdings nur eine einfache geometrische Überlagerung der isolierten Strahlscherschicht (SS) mit der real existierenden Triebwerksgeometrie. Diese entspricht nicht unbedingt der echten Strömungssituation. Jedoch können dadurch zumindest Hypothesen für Interaktionsszenarien aufgestellt werden und die wesentlichsten charakterisierenden physikalische Parameter herausgelöst werden.

Aerodynamik

Die tatsächliche Strömung wurde im AWB unterhalb des Flügels und stromab der Landklappe gemessen. Mit Hilfe von Geschwindigkeitskriterien sind in Abbildung 5 (rechts) charakteristische Strahleigenschaften dargestellt (Linie gepunktet: Strahl).

Stationäre JFI (Abbildung 5, oben) ist durch die fehlende Fluggeschwindigkeit definiert. Der Flügel kann im Prinzip mit einer einfachen Platte ersetzt werden. Unterhalb des Flügels ist die Strömung kreisrund. Dies ändert sich jedoch an der Landklappe. Dort wird der Strahl im flügelnahen oberen Teil deformiert. Der Strahl wird begradigt und in Spannrichtung entlang des Flügels umverteilt. Der untere Teil

des Strahls und der Scherschicht ist dagegen in seiner Position unbeeinflusst. Das heißt, dass hier bei einem Platzkonflikt der Strahl vor allem deformiert und fast nicht abgelenkt wird.

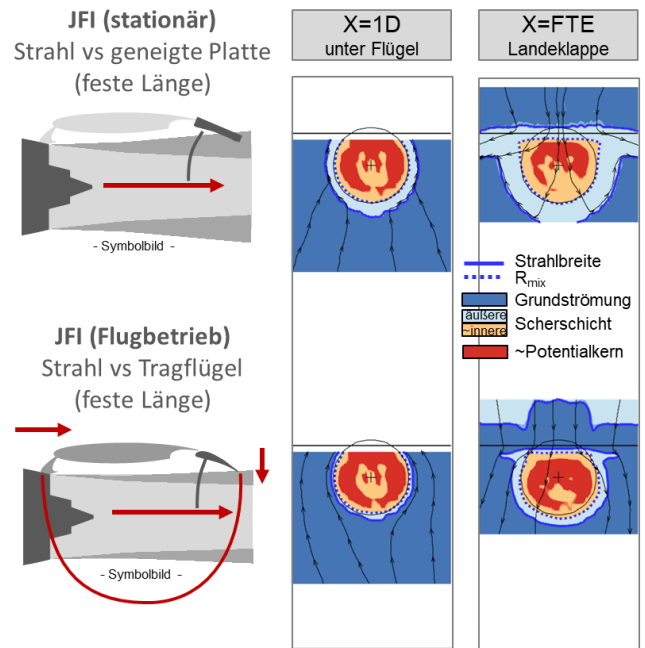


Abbildung 5: Strömungseffekte, quer zum Strahl

Der flügelferne untere Teil des Strahls für JFI unter Flugbedingungen (Abbildung 5, unten) zeigt hingegen eine radiale Aufweitung, einen etwas kreisrunden Strahl und durchgezogene vertikale Stromlinien. Dies ist ein klares Indiz für eine stärkere Strahlablenkung. Die Strömungssituation könnte wie folgt erklärt werden: Die Flugströmung induziert eine Zirkulation um den Tragflügel, welches ein statisches Überdruckgebiet unter dem Flügel und ein saugseitiges Unterdruckgebiet verursacht. In der Differenz wird am Flügel Auftrieb erzeugt bzw. stromab der Landklappe eine Abwindkomponente. Der vertikale Anteil des Abwinds hilft bei der Ablenkung des Triebwerkstrahls.

Der statische Überdruck unter dem Flügel sorgt dafür, dass sich die vollständige Expansion des Strahls verzögert (Abbildung 6). Erst stromab der Landklappe ist der Umgebungsdruck wieder konstant. Der Strahl beschleunigt also ausgerechnet entlang der Landklappe um stromab davon seine Sollgeschwindigkeit (rot) anzunehmen. Werden turbulente Wirbel entlang einer Kante beschleunigt, so hat dies seinen Einfluss auf das Geräusch.

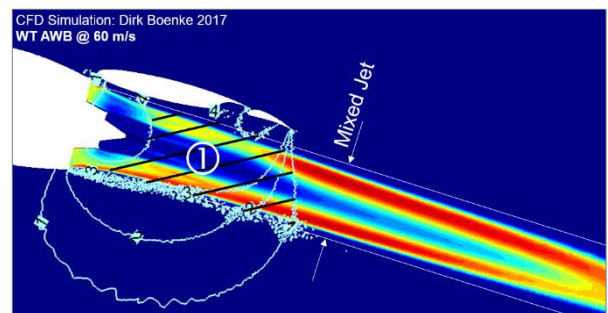


Abbildung 6: Auswirkung der Flügelaerodynamik auf den Triebwerksstrahl

Akustik des stationären JFI-Effekts

Die akustischen Auswirkungen werden zunächst für stationäre JFI in Abbildung 7 gezeigt. Dabei werden für eine nahe ($H/D_{mix} > 0.5$) Triebwerkskonfiguration zwei verschiedene Strahlgeschwindigkeiten gezeigt. Diese sind mit Mach 0.37 und 0.47 eher gering ausgeprägt.

Der JFI-Effekt wird ermittelt, indem sowohl der installierte Fall (rot bzw. schwarz) gemessen wird und davon die energetische Summe aller einzeln vermessenen flugzeugrelevanten Quellen abgezogen wird (Gleichung 6). Für den stationären Fall ist das Triebwerksgeräusch (blau) die einzige flugzeugrelevante Quelle.

$$\Delta SPL_{JFI,stat} = SPL_{inst} - SPL_{iso, jet} \quad [dB] \quad (6)$$

Das JFI-Geräusch besteht aus zwei charakteristischen, eher breitbandig anmutenden Peaks, die mit 10-15dB teilweise deutlich über dem Strahlgeräusch liegen und vor allem in den vorderen Abstrahlwinkel propagieren. Der Frequenzgang folgt einer Helmholtzähnlichkeit [2] und kann hier in drei Frequenzbereiche zerlegt werden:

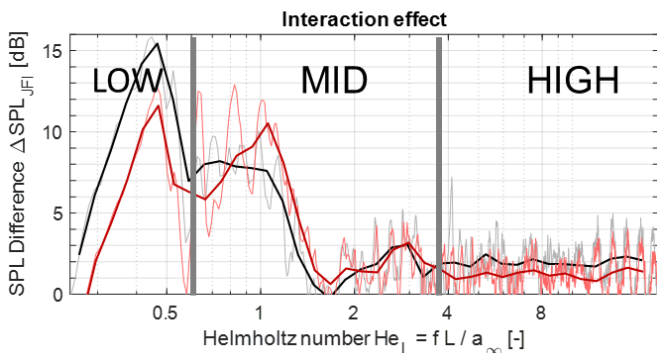
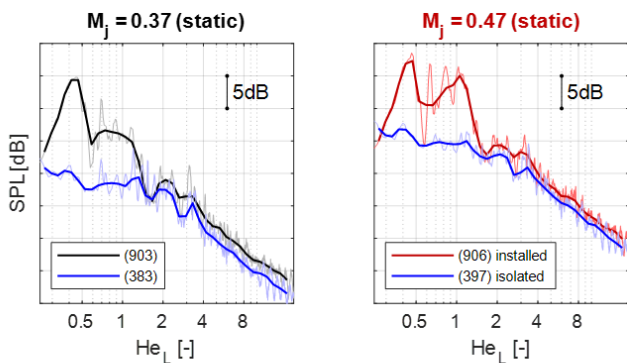
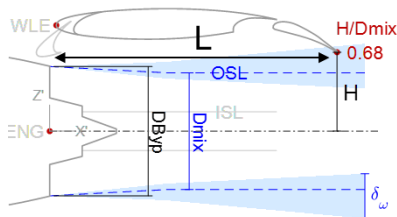


Abbildung 7: Akustik des stationären JFI-Effekts ($\theta = 90^\circ$)

Der mittelfrequente JFI-Effekt beinhaltet den zweiten Peak um $He_L = 1$. Die charakteristische Längenskala entspricht in etwa dem horizontalen Triebwerksintegrationslänge L . Zwischen Düsenlippe und Landeklappenhinterkante

entwickelt sich eine Resonanzphänomen. Innerhalb des Strahls gibt es verschiedene sich stromab oder stromauf bewegende Moden [3] [4]. Diese können teilweise dem Strahlpotentialkern und teilweise der Scherschicht zugeordnet werden. Bei höheren Geschwindigkeiten (ab ca. $M_j = 0.6$) werden in dem mittelfrequenten Bereich „scharfe“ Töne sichtbar, die durchaus in der Größenordnung von weiteren 20-30dB liegen können. Je höher die Geschwindigkeit, desto mehr Harmonische $He_L = 1,2,3,4$ werden im Spektrum sichtbar. Die Harmonischen um He_L sind nicht die einzigen Töne, die auftreten. Für eine weiterführende Erklärung sei an dieser Stelle auf die Fachliteratur [3] [4] verwiesen.

Die Grenze zu dem hochfrequenten JFI-Effekt sollte am besten so gezogen werden, dass sich darin keine Töne befinden, z.B. bei $M_j = 0.75$ kann $He_L = 4$ eine geeignete Grenze für Auswertungen sein.

Der tieffrequente Peak entspricht einem Längenmaß, welches größer als L ist. Dabei ist es nicht falsch, den Peak in etwa bei der Potentialkernlänge des Strahls, $L_{pot} \sim 6 \dots 7 D_{mix}$, zu suchen. Der tieffrequente JFI-Effekt zeichnet sich im Besonderen auch durch eine Anomalie aus: Geringe Triebwerksstrahlgeschwindigkeiten verursachen hierbei das höhere JFI-Geräusch.

Akustik des JFI-Effekts im Flugbetrieb

Der JFI-Effekt im Flugbetrieb unterscheidet sich vom stationären Fall dadurch, dass die Fluggeschwindigkeit auch Schallquellen am Hochauftriebsflügel hervorruft. Diese Quellen (v.a. am ausgefahrenen Vorflügel) gehören nicht zum JFI-Effekt und müssen isoliert gemessen und herausgerechnet werden:

$$\Delta SPL_{JFI,stat} = SPL_{inst} - SPL_{iso,comp} \quad [dB] \quad (7)$$

$$SPL_{iso,comp} = \lg \Sigma (SPL_{jet}, SPL_{HL wing}) \quad [dB] \quad (8)$$

Aus akustischer Sicht handelt es sich also bei JFI auch um ein Multiquellen-Problem.

In Abbildung 8 wird das JFI-Geräusch für ein radikal integriertes Triebwerk ($H/D_{mix} < 0.5$) ermittelt. Das Geräusch von isoliertem Triebwerk (blau) und isoliertem Hochauftriebsflügel (schwarz) wird logarithmisch addiert zu der rot gestrichelten Kurve. Diese zeigt die beste Annahme für das installierte Geräusch. Die Differenz zu dem tatsächlichen installierten Geräusch (rote Kurve) ist der JFI-Effekt unter Flugbedingungen. Aus den mittleren Diagrammen in Abbildung 7 wird ersichtlich, dass der Hochauftriebsflügel bei $U_\infty = 40m/s$ nur einen sehr geringen Einfluss hat, bei $U_\infty = 60m/s$ aber mindestens gleichwertig mit dem Triebwerksgeräusch ist.

Das bedeutet, dass das JFI-Geräusch bei hohem Triebwerkschub hoch ist und mit zunehmender Flugeschwindigkeit abnimmt. Damit sind die Betriebsbedingungen auf der Startbahn (Start, Startabbruch, Durchstarten) besonders relevant. Sobald das Flugzeug höhere Flugeschwindigkeiten erreicht, verringert sich das Geräusch. Dabei müsste (Abbildung 5) die Flügel aerodynamik verantwortlich für die Strahlableitung und die folgende Geräuschreduzierung sein.

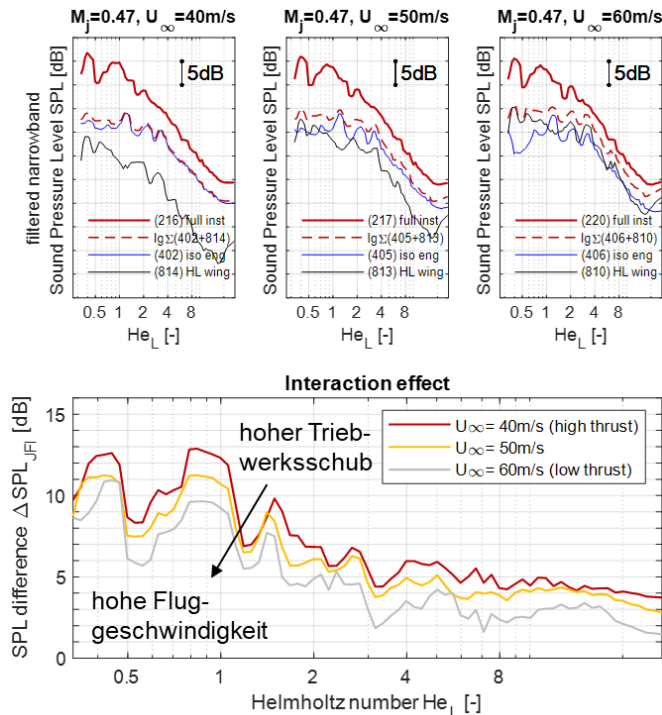
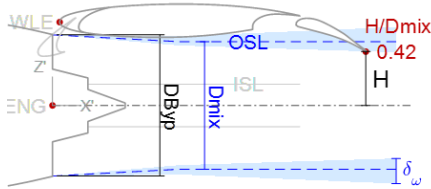


Abbildung 8: JFI unter Flugbedingungen (Abstrahlrichtung $\theta = 90^\circ$, Überflugposition)

Für einige nahe Triebwerksintegrationen mögen höhere Fluggeschwindigkeiten dazu führen, dass der JFI-Effekt vernachlässigbar gegen andere flugzeugrelevante Quellen wird. In der radikalen Triebwerkskonfiguration aus Abbildung 8 ist jedoch noch ein deutlicher JFI-Effekt ersichtlich. In der Auslegung müsste der JFI-Effekt berücksichtigt werden und wird zukünftige hochintegrierte Triebwerkskonfigurationen mit beeinflussen.

Zusammenfassung der Ergebnisse, Diskussion sowie Ansätze zur Lärminderung

Strahlklappeninteraktion ist ein Mehrkörper-, Mehrphasen- sowie Multiquellenproblem. Der Frequenzgang des JFI-Effekts unterliegt einer Helmholtzähnlichkeit, wobei die Länge L sowie möglicherweise der Strahlradius D_{mix} die beiden Peaks prägen. Es gibt neben dem breitbandigen Anteil auch einen tonalen Anteil, der sich im mittelfrequenten Bereich befindet und aus verschiedenen harmonischen und nicht-harmonischen Tönen besteht.

Die Pegeldifferenz ΔSPL hängt sehr stark von der relativen Höhe H im Vergleich zum Strahldurchmesser D_{mix} ab [5]. Die nahe Triebwerksintegration verursacht hohe tieffrequente Anteile und einen eher geringen hochfrequenten JFI-Effekt. Die radikale Triebwerksintegration ist dagegen durch

Strahldeformation und einen höheren hochfrequenten JFI-Effekt geprägt.

Aus aerodynamischen Überlegungen sollte weiterhin der Einfluss des Landeklappenwinkels benannt werden, denn dieser beeinflusst das strömungsinduzierte statische Druckfeld unter dem Flügel. Rego et al [6] spricht dezidiert von Strahl-Oberflächen-Interaktion und weist den JFI-Effekt durch Integration der Druckschwankungen auf der gesamten (Landeklappen-)Oberfläche nach. Der Effekt könnte demzufolge nicht nur von der Landeklappenhinterkante abhängen, sondern auch von den Oberflächeneigenschaften.

Ansätze für die Lärminderung können flügelseitig durch die Verwendung von Thrustgates sowie durch Änderungen der Oberflächenparameter Widerstand und Durchlässigkeit (z.B. porösen Materialien) oder durch Maßnahmen an der Hinterkante gegeben sein. Triebwerksseitige Lärminderung könnte durch Veränderung der Triebwerksdüse (ovaler Strahl mit kleinem R_{mix} in vertikaler Richtung), durch Änderung der virtuellen Integrationslänge ($L - x_0$) oder Verminderung von Strahlausmischungslängen bzw. Strahlpotentialkernlängen (Chevrons) hervorgerufen werden.

Danksagung

Das Forschungsvorhaben wurde im Rahmen des Projekts Power25 (LuFo V-1) vom Bundesministerium für Wirtschaft und Energie (BMWi) gefördert und in Kooperation mit Airbus Operations Bremen durchgeführt.

Literatur

- [1] Jente, C. and Delfs, J., Velocity Scaling of Shear Layer Noise induced by cold Jet flow with co-flowing Flight stream, 25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2019.
- [2] Cavalieri, A. V., Jordan, P., Wolf, W. R., & Gervais, Y. (2014). Scattering of wavepackets by a flat plate in the vicinity of a turbulent jet. (ScienceDirect, Ed.) Journal of Sound and Vibration.
- [3] Jordan, P., Jaunet, V., Towne, A., Cavalieri, A. V. G., Colonius, T., Schmidt, O., and Agarwal, A., Jet-flap interaction tones, Journal of Fluid Mechanics, Vol. 853, 2018, pp. 333-358
- [4] Towne, A., Cavalieri, A. V. G., Jordan, P., Colonius, T., Schmidt, O., Jaunet, V., and Brès, G. A., Acoustic resonance in the potential core of subsonic jets, Journal of Fluid Mechanics, Vol. 825, 2017, pp. 1113-1152.
- [5] Jente, C., Pott-Pollenske, M., Boenke, D., Büscher, A., Goldhahn, I., Experimental investigation of jet-flap-interaction noise sensitivity due to varying flap parameters at a UHBR engine/high-lift-wing installation. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2018.
- [6] Rego, L., Casalino, D., Avallone, F., and Ragni, D., Noise Amplification Effects due to Jet-Surface Interaction, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2019.