

Entwicklung und Validierung eines Verfahrens zur Beurteilung der Schallabstrahlung von Hochauftriebssystemen

Michael Pott-Pollenske¹, Jochen Wild²

¹ DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, 38108 Braunschweig, Deutschland,
Email: michael.pott-pollenske@dlr.de

² DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, 38108 Braunschweig, Deutschland,
Email: jochen.wild@dlr.de

Einleitung

Das Umströmungsgeräusch der Hochauftriebssysteme heutiger Verkehrsflugzeuge trägt wesentlich zum Gesamtüberfluggeräusch im Landeanflug bei. Zur Minderung dieses Geräuschanteils müssen daher Verfahren entwickelt werden, mit deren Hilfe die Schallerzeugung verschiedener Varianten eines Hochauftriebssystems während der aerodynamischen Optimierung bereits im Entwurfsstadium beurteilt werden kann. Da die Schallerzeugung an turbulent überströmten Vorflügelhinterkanten einen wesentlichen Anteil am Umströmungsgeräusch eines Hochauftriebssystems hat, wurde im Rahmen des DLR-Projekts LEISA ein Vorhersageverfahren für Hinterkantenlärm entwickelt und experimentell validiert [1], [2].

Vorüberlegungen und Methodik

Zur Auslegung und Optimierung von Hochauftriebssystemen werden heutzutage numerische Strömungssimulationsverfahren [3] verwendet. Zur Berechnung der Schallabstrahlung sollen stationäre und instationäre Strömungsgrößen verwendet werden, die schon im Zuge der aerodynamischen Optimierung ermittelt wurden. Eine von Ffowcs-Williams und Hall abgeleitete Beziehung, in der der turbulente Wecheldruck der Strömung eine entscheidende Quellgröße darstellt [4], wird zur Berechnung der Schallabstrahlung von turbulent überströmten Kanten herangezogen.

Die Entwicklung des Verfahrens erfolgte in drei Schritten:

- Experimentelle Bestimmung des Einflusses verschiedener Grenzschichtdicken auf die Schallabstrahlung und die Strömungsgrößen an der Hinterkante 2-dimensionaler Tragflügelprofile.
- Vergleich der gemessenen Strömungsgrößen mit numerisch ermittelten Strömungsgrößen.
- Aufbau des Vorhersageverfahrens und Vergleich mit experimentell ermittelten akustischen Daten.

Aufbau der Untersuchungen im Windkanal

Die Untersuchungen zum Hinterkantenlärm wurden im Aeroakustischen Windkanal Braunschweig (AWB) des DLR mit zwei sehr unterschiedlichen NACA Profilen durchgeführt (Abbildung 1). Während einerseits durch den Vergleich der Messdaten von beiden Profilen untereinander der Einfluss sehr unterschiedlicher turbulenter Grenzschichten auf die Schallerzeugung untersucht wurde, konnte andererseits der Einfluss geringerer Unterschiede in der Grenzschichtdicke

auf die Schallerzeugung für jeweils ein Profil durch die Fixierung des laminar-turbulenten Umschlags der Grenzschicht bestimmt werden.

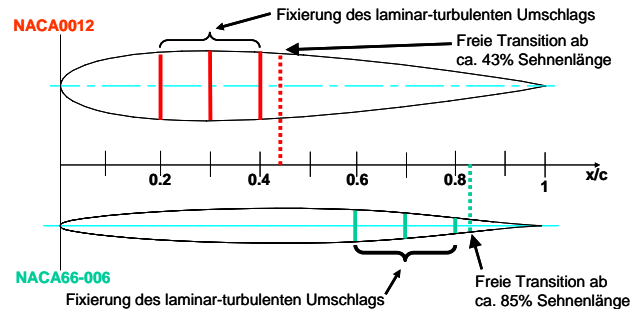


Abbildung 1: NACA Profile für AWB-Windkanaluntersuchungen mit Angabe der Positionen für laminar-turbulenten Umschlag der Strömung.

Versuchsaufbau im Windkanal

Die Tragflügelprofile von jeweils 800 mm Spannweite und 400 mm Sehnenlänge wurden bei Anströmgeschwindigkeiten von 40 m/s, 50 m/s und 60 m/s und einem aerodynamischen Anstellwinkel von $\alpha=0^\circ$ im AWB getestet. Mittels des akustischen Hohlspiegels konnten die Profilhinterkante als dominante Schallquelle identifiziert und ein Vergleich der Quellstärken durchgeführt werden. Zur Erfassung der stationären und instationären Strömungsgrößen wurde ein Hitzdraht erstens in 10 mm Entfernung stromab der Profilhinterkante vertikal durch den Nachlauf des Profils traversiert (Abbildung 2) und zweitens direkt an der Hinterkante senkrecht nach oben aus der Grenzschicht heraus traversiert.

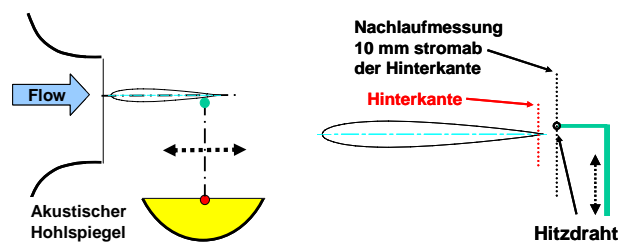


Abbildung 2: Im AWB eingesetzte akustische und strömungsmechanische Messtechnik.

Ergebnisse der Windkanaluntersuchungen

Für beide Profile wurden unabhängig von der jeweiligen Transitionslage sehr unterschiedliche Schalldruckpegelspektren ermittelt, was auf den Einfluss der jeweiligen Grenzschichten zurückzuführen ist (Abbildung 3, oben). Für das weitgehend laminar umströmte NACA66-006 Profil wurde keine nennenswerte Änderung der Schallerzeugung aufgrund einer größeren Grenzschichtdicke an der Hinter-

kante des Profils ermittelt. Im Gegensatz dazu erhöht sich die Schalldruckpegel an der Hinterkante des NACA0012 Profil systematisch mit wachsender Grenzschichtdicke.

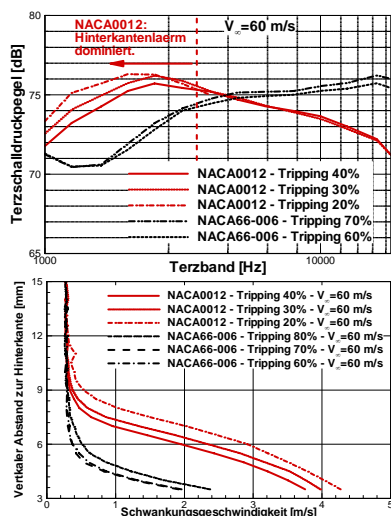


Abbildung 3: Gemessene Terzschalldruckpegelspektren des Hinterkantenlärms (oben) und Schwankungsgeschwindigkeiten (unten) für unterschiedliche Transitionslagen.

Die an den Profilhinterkanten gemessenen Schwankungsgeschwindigkeiten zeigen eine starke Abhängigkeit von den jeweiligen Grenzschichtdicken (Abbildung 3, unten). Die für das NACA0012 Profil ermittelten Schwankungswerte sind etwa um den Faktor 2 größer, als die für das NACA66-006 Profil gemessenen Werte. Darüber hinaus konnte im Fall des NACA0012 Profils ein systematischer Anstieg der Schwankungsgeschwindigkeiten an der Hinterkante für weiter stromauf platzierte Transitionslagen, d.h. für größere Grenzschichtdicken, ermittelt werden.

Vergleich der Windkanalmessdaten mit numerisch ermittelten Daten

Die stationären und instationären Strömungsgrößen wurden auf Basis der Navier-Stokes-Gleichungen mit dem DLR Strömungslöser FLOWer berechnet.

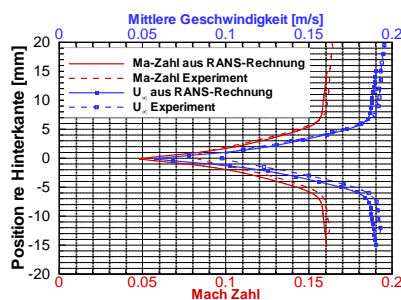


Abbildung 4: Berechnete und gemessene mittlere Geschwindigkeiten im Nachlauf des NACA0012 Profils.

Die stationären Größen stimmen, wie für den turbulenten Nachlauf des Modells gezeigt (Abbildung 4), qualitativ und quantitativ sehr gut mit den Messwerten überein, was grundsätzlich auch für die Schwankungsgeschwindigkeiten gilt (Abbildung 5). In Wandnähe erkennt man deutliche Abweichungen zwischen den gemessenen Werten und den Ergebnissen der RANS-Rechnung. Da aber auch hier der systema-

tische Trend zu größeren Schwankungswerten bei dickeren Grenzschichten erhalten bleibt, können die numerisch ermittelten Strömungsgrößen zur Berechnung des Hinterkantenlärms herangezogen werden.

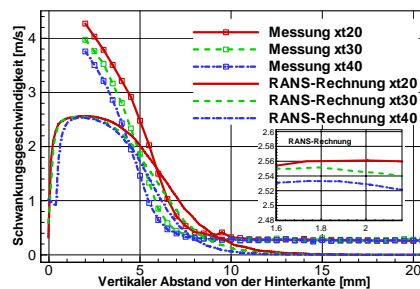


Abbildung 5: Berechnete und gemessene Schwankungsgeschwindigkeiten an der Hinterkante des NACA0012 Profils.

Lärmvorhersage für das NACA0012 Profil

Wie Abbildung 6 zeigt, stimmen die Ergebnisse der Schallvorhersagerechnung für diesen einfachen Testfall qualitativ und quantitativ gut mit den Messwerten überein. Erste Rechnungen für Vorflügelsysteme zeigen ebenfalls gute Übereinstimmung mit Messergebnissen.

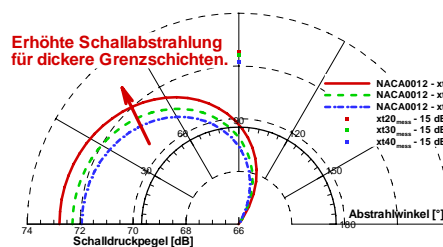


Abbildung 6: Für unterschiedliche Transitionslagen berechnete Schalldruckpegel über dem Abstrahlwinkel.

Zusammenfassung

Das im Projekt LEISA entwickelte Vorhersageverfahren konnte erfolgreich auf einfache Testfälle angewandt werden und ermöglicht die einfache Integration aeroakustischer Kenngrößen in die Prozesskette zur aerodynamischen Optimierung von Hochauftriebssystemen.

Literatur

- [1] Wild, J., Pott-Pollenske, M., König, R. Nagel, B.: An integrated design approach for low noise exposing high lift devices. AIAA-2006-2843, 2006.
- [2] Pott-Pollenske, M., Alvarez-Gonzales, J., Dobrzynski, W.: Effect of Slat Gap on Farfield Radiated Noise and Correlation with Local Flow Characteristics. Journal of Sound and Vibration, Vol. 278, No. 1-2, 2004, pp. 1-19.
- [3] Wild, J.: Validation of Numerical Optimization of High-Lift Multi-Element Airfoils based on Navier-Stokes Equations, AIAA Paper 2002-2939, 2002.
- [4] Ffowcs-Williams, J.E., Hall, L.H.: Aerodynamic sound generation by turbulent flow in the vicinity of a scattering half plane. Journal of Fluid Mechanics, 1970, Vol 40, Seiten 657-670.