

bei00035

Untersuchung und Beeinflussung von Breitbandlärm in Turbomaschinen mit neuartigen hybriden Simulationsverfahren

Die zukünftigen Verschärfungen im Lärmschutz bei gleichzeitiger Zunahme des Flugverkehrs resultieren in der Forderung nach immer leiseren Flugzeugen bzw. deren Komponenten. Während sich in den vergangenen Jahrzehnten deutliche Fortschritte vorallem im Bereich des damals vorherrschenden Freistrahllärms abzeichneten, tritt nun der durch die Komponenten im Bypassstrom des Triebwerkes verursachte Lärm in den Vordergrund. Besonders kritisch werden dieser Effekte bei den von den Turbinenherstellern für die Zukunft favorisierten 'Ultra-High-Bypass-Ratio Fans' (UHBR-Fan), da hier der Lärm hauptsächlich von Rotor, Stator und Interaktion von diesen im Bypassstrom verursacht werden -- der Freistrahllärm tritt weiter in den Hintergrund. In den letzten Jahren wurden mit grossem Aufwand die Quellmechanismen von tonalen Anteilen des Bypasslärms untersucht und Fortschritte bei der Verminderung/Kontrolle diese Lärmquellen gemacht. Der im Bypass verursachte Breitbandlärm wurde bisher jedoch kaum untersucht, da hier einerseits experimentell aber vorallem auch von der Simulationsseite her enormer Aufwand betrieben werden muss.

In dem vorliegenden Projekt sollen einerseits Verfahren zur Simulation bzw. Vorhersage von Breitbandlärm in Turbomaschinen untersucht werden, andererseits erste Konzepte zur Beeinflussung dieses Breitbandlärms zur Verringerung des gesamten abgestrahlten Schalls untersucht werden. Die hauptsächlich breitbandigen Lärmquellen sind dabei einerseits der 'Selfnoise', d.h. der durch die turbulente Umströmung von Rotor und Stator erzeugte Lärm. Hierbei interagieren die kleinen, stark chaotischen Grenzschichtstrukturen mit der Flügelhinterkante und generieren breitbandigen Lärm. Des weiteren interagieren die vom Rotor generierten turbulenten Strukturen mit dem Stator, dies ist der sogenannte 'Interaction noise'. Der tonale Anteil ist hier besonders dominant, gekennzeichnet durch die 'blade passing frequency' (BPF), ist andererseits durch seine periodisches Verhalten gut verstanden und auch beeinflussbar. Der breitbandige Anteil am 'Interaction noise' ist bisher jedoch kaum untersucht worden, da er mit dem 'Selfnoise' ein gekoppeltes Problem darstellt. Die dritte vorherrschende breitbandige Schallquelle in Turbomaschinen ist der 'rotor tip clearance flow', d.h. die Endspitzenwirbel der schnell drehenden Rotorblätter interagieren mit der turbulenten Grenzschicht des Turbinengehäuses. Die aktuellen Untersuchungen der Breitbandlärmmechanismen in Turbomaschinen erfolgen dabei anhand des 'DLR Berlin Fan Rig' des europäischen Forschungsprojektes FLOCON mit Hilfe eines neuartigen hybriden RANS/LES Verfahrens, der Improved Delayed Detached Simulation (IDDES).

Die numerischen Kosten bei derartigen Untersuchungen sind enorm, da die Geometrien von Turbomaschinen sehr komplex sind und eine gewisse Mindestanzahl von Rotor- und Statorblättern für eine Passage gerechnet werden müssen - vereinfachte Modellierung wie bei stationären und instationären RANS Simulationen sind bei der Untersuchung von Breitbandlärm nicht möglich. Des weiteren sind die in der Praxis relevanten Mach- und Reynoldszahlen sehr hoch und damit die Grenzschichten sehr dünn. Dabei erfordert jedoch die detaillierte Analyse der Akustik eine aufgelöste Simulation zumindestens des turbulenten Bereiches dieser sehr dünnen Grenzschichten. Somit kommen nur Large Eddy Simulationen (LES) oder gar Direkte Numerische Simulationen (DNS) für die Untersuchung in Frage, da einfachere Ansätze (z.B. URANS) einen zu grossen Modellierungsanteil beinhalten. Die Anforderungen an die geforderte Gitterauflösung im wandnahen Bereich für die anvisierten hohen Reynoldszahlen sind für die LES ausserordentlich hoch und im Hinblick auf die spätere Umsetzung der Erkenntnisse für die aeroakustische Auslegung praxisrelevanter Problemstellungen nicht sinnvoll nutzbar. Einen Ausweg bieten hybride Verfahren, die in wichtigen Bereichen das aufgelöste Verhalten einer LES zeigen, dabei in weniger wichtigen Bereichen mit stärkerer Modellierung analog zur RANS arbeiten. Bekannt sind diese hybriden Verfahren unter der Bezeichnung Detached Eddy Simulation (DES), die erstmals 1997 vorgestellt wurden. Die Formulierung basierte dabei auf beliebigen RANS-Modellen, die in der Hinsicht erweitert werden, das in Bereichen mit instationären Strömungsstrukturen und feiner Gitterauflösung das vollaufgelöste Verhalten einer LES adaptiert wird. Der Vorteil der DES ist dabei die konsistente Formulierung von RANS und LES Formulierung im Gegensatz zu anderen zonalen RANS/LES Ansätzen (z.B. embedded LES), die Kopplungsansätze benötigen. Bei den seit ca. 5 Jahren international akzeptierten und gut validierten Standard-DES Ansätzen wird jedoch für die Grenzschichten explizit der RANS-Modus gefordert. Eine simple Erhöhung der Gitterauflösung im wandnahen Bereichen mit dem Ziel der Simulation aufgelöster Grenzschichten, führt bei diesen Modellen zu inkorrekten Ergebnissen, da diese Verhältnisse explizit bei

der Modellformulierung ausgeschlossen wurden. Einen möglichen Ausweg präsentierten 2006 Strelets u.a. durch eine modifizierte Variante der DES, der Improved Delayed DES (IDDES). Bei diesem erweiterten DES-Ansatz wird abhängig von der Gitterauflösung erst im Bereich der turbulenten Grenzschicht zwischen RANS und LES Modus geblendet, die viskose Unterschicht der Grenzschicht wird aber in jedem Falle (unabhängig von der Gitterauflösung) im RANS Modus behandelt. Die konsistente Formulierung des DES Ansatzes bleibt dabei erhalten. Diese IDDES Formulierung ermöglicht damit, bei Nutzung sehr feiner Gitter nahe der Wand, fast den kompletten Teil der turbulenten Grenzschicht im LES Modus zu behandeln und somit aussagekräftige akustische Ergebnisse zu erhalten, dabei jedoch trotzdem weniger Gitterpunkte als bei einer LES zu verwenden. In dem vorliegenden Anwendungsfall des DLR-Fan-Rigs kann dabei ausserdem an weniger wichtigen Stellen des Untersuchungsgebietes (z.B. Wandgrenzschichten in Hub-Nähe) eine gröbere Wandauflösung genutzt werden und somit in diesen Gebieten im RANS modus gerechnet werden, was zu deutlichen Einsparungen bei der Rechenzeit führt. In wichtigen Gebieten, z.B. Grenzschichten/Strömung im Rotorspalt ('gap'), wird ein LES-artiges Gitter benutzt, um Ergebnisse ohne grossen Modellierungsfehler zu erhalten. Diese Kombination erlaubt überhaupt erst eine sinnvolle aeroakustische Untersuchung einer kompletten Turbinenstufe mit heutzutage verfügbaren Rechnerressourcen.