



Entwicklung integrierter Methoden für neue Triebwerkssysteme

AeroStruct

Gefördert durch:



Bundesministerium
für Wirtschaft
und Energie

aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages

im Förderprogramm **Forschung und Entwicklung -
Luftfahrtforschung** unter dem Förderkennzeichen **20A1102E**

Laufzeit: 1.1.2012 –30.09.2015

Die Verantwortung für den Inhalt liegt beim Autor.

Berichterstatter (Projektleiter):

Dr. Sascha Pönick

Unterschrift:

R&T Management:

Dr. Ralf von der Bank

Unterschrift:

Rolls-Royce Deutschland Ltd & Co KG

Dahlewitz, Mai 2016

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	II
Tabellenverzeichnis	VII
Nomenklatur	VII
Abkürzungsverzeichnis	IX
Kurzfassung	XI
1 Wissenschaftliche und technische Arbeitsziele des Vorhabens.....	1
2 Voraussetzungen zur Durchführung des Vorhabens	1
3 Planung und Ablauf des Vorhabens.....	2
3.1 Projektstruktur und Arbeitspaketzuordnung	2
3.2 Zeit- & Meilensteinplan	5
3.3 Zusammenfassung	7
4 Ergebnisse der Arbeiten.....	8
4.1 TG1 – Aero-Strukturkopplung am Schubumkehrer.....	8
4.1.1 Einleitung und Zielsetzung	8
4.1.2 Durchgeführte Arbeiten und Ergebnisse.....	10
4.1.3 Zusammenfassung.....	27
4.1.4 Referenzen TG1.....	28
4.2 TG2 – Akustische Ermüdung (<i>sonic fatigue</i>)	29
4.2.1 Einleitung und Zielstellung	29
4.2.2 Durchgeführte Arbeiten und Ergebnisse.....	30
4.2.3 Zusammenfassung.....	44
4.2.4 Referenzen TG2.....	45
4.3 TG3 – Strahlärmvorhersage - Isolierte und installierte Düsen	46
4.3.1 Einleitung und Zielstellung	46
4.3.2 Durchgeführte Arbeiten und Ergebnisse.....	47
4.3.3 Zusammenfassung.....	93

4.3.4	Referenzen TG3.....	95
5	Veröffentlichungen der Projektbeteiligten	97

Abbildungsverzeichnis

Abb. 3-1	Vernetzung der Themengebiete/Arbeitslinien.....	3
Abb. 3-2	Übersicht der einzelnen Arbeitspakete.....	4
Abb. 3-3	Übersicht Zeitplanung der Arbeitspakete (Planung zu Projektbeginn und Änderungen/Verschiebungen).....	5
Abb. 3-4	Hauptmeilensteinplanung (Stand September 2015, schwarz: verschobene Meilensteine).....	6
Abb. 4-1	Schwenktür-Schubumkehrer im geöffneten Zustand.....	10
Abb. 4-2	Cp Wert entlang einer Kreisbahn mit Radius $r/D = 0.58$ [1].....	12
Abb. 4-3	Position der Sensoren auf der Schubumkehrertür. Messungen des statischen Drucks sind in gelb, die der statischen Temperatur in rot markiert.....	14
Abb. 4-4	Vergleich des statischen Drucks von Experiment und Simulationen mit adiabaten Wänden.....	14
Abb. 4-5	Skizze des Schubumkehrers sowie Kennzeichnung der Parameter.....	15
Abb. 4-6	Geometrisch vereinfachtes Modell des Schubumkehrers. Oben: Seitenansicht. Unten: Draufsicht.	16
Abb. 4-7	Änderung der Leistungsfähigkeit des Schubumkehrers mit Änderung der Länge der Kickerplatte.	16
Abb. 4-8	Prozess-Diagramm für gekoppelte Analysen	18
Abb. 4-9	Kaskadenschubumkehrer a) Segment des Kaskadenschubumkehrers b) Druckverteilung auf dem Strukturmodell.....	19
Abb. 4-10	Schnitt durch den Schubumkehrer. Links: Netz Rechts: Machzahlverteilung	21
Abb. 4-11	Vollständige Fixierung der gezeigten Oberflächen. Links Oben: Mixer/innere Wand des Nebenstromkanals. Rechts Oben: Düsenkonus. Links Mitte: restliche Gondel,	

stellvertreten durch den Rear-Mount-Ring Rechts Mitte: Drehpunktflächen der TRU-Türen Links Unten: fehlende Fixierung des Aktuators. Rechts Unten: nachempfundene Anbindung Gondel – Aktuator – TRU-Tür.....	22
Abb. 4-12 Ergebnisse der Strukturanalyse: maximale Deformation.....	23
Abb. 4-13 Darstellung der Mehrfeldzerlegung für ein aerothermisches Problem [3]	24
Abb. 4-14 Vergleich der berechneten mit der experimentell gemessenen Temperaturverteilung.	25
Abb. 4-15 Vergleich der statischen Temperatur von Experiment und Simulationen.....	26
Abb. 4-16 Definition der wandernden Druckwellen	32
Abb. 4-17 Sandwichschalen im Schallermüdungsversuch [5].....	34
Abb. 4-18 Versuchsanlage und Anordnung der Dehnmessstreifen [5].....	35
Abb. 4-19 FE-Modelle der Sandwichschalen 1 (links) und 2 (rechts).....	36
Abb. 4-20 Gemessene Schallpegelspektren auf Schale 1 (links) und 2 (rechts) [5]	37
Abb. 4-21 Erste Biege-Eigenform (links) und PSD-Dehnung (rechts) von Schale 1.....	37
Abb. 4-22 Erste Biege-Eigenform (links) und PSD-Dehnung (rechts) von Schale 2.....	38
Abb. 4-23 Verkleidungsbauteil im Nebenstromkanal	39
Abb. 4-24 Neunte Eigenschwingungsform des Verkleidungsbauteils	40
Abb. 4-25 Schallpegelspektrum (links) und PSD-Spannung (rechts) des Verkleidungsbauteils	42
Abb. 4-26 RMS-Spannung im Verkleidungsbauteil.....	43
Abb. 4-27 Symphony S33-Konfiguration als Anwendungsfall für die TAU Best Practice Simulationen	49
Abb. 4-28 Geometrie für die TAU Simulationen.....	49
Abb. 4-29 Übersicht der verwendeten Netze entlang der Symmetrieebene der Düse	50
Abb. 4-30 ICEM Hexa Netzgenerierung am Beispiel des S33 Modells mit Reiseflugflügel ...	51
Abb. 4-31 Einfluss des Diskretisierungsschemas auf die Totaltemperaturentwicklung im heißen Kernstrahl der Düse.....	52

Abb. 4-32 Vergleich der Oberflächenströmungstopologie auf dem Flügel der S33 Konfiguration.....	53
Abb. 4-33 Vergleich der TAU-Simulationsergebnisse mit den Windkanaldaten für einen Schnitt bei 0.09285m <i>in-</i> und <i>outboard</i> der Pylon-Position	53
Abb. 4-34 2D-Mischungsschicht, Case 1: Profile von Geschwindigkeit (links) und turbulenter Scherspannung (rechts).....	55
Abb. 4-35 2D-Mischungsschicht, Case 4: Profile von Geschwindigkeit (links) und turbulenter Scherspannung (rechts).....	56
Abb. 4-36 Runder Freistrahel ($Ma = 0,9$). links: Axialgeschwindigkeit entlang der Strahlachse; rechts: Scherschichtdicke entlang des Strahls.....	58
Abb. 4-37 Verteilungen der Wandschubspannung an der ebenen Platte (links) und an der rückspringenden Stufe (rechts)	59
Abb. 4-38 Querschnitt des Rechennetzes (links) bei $x / D = 0$ und der Strömungslösungen bei $x / D = 5$ für den Testfall der runden Düsenströmung.....	60
Abb. 4-39 Profile der Geschwindigkeit und der turbulenten Scherspannung an zwei Positionen des runden Freistrahls	61
Abb. 4-40 Axialgeschwindigkeit auf der Achse des runden Freistrahls	62
Abb. 4-41 Oberflächennetz im Bereich der Umlenkleche an BLSL3-Konfiguration	63
Abb. 4-42 Querschnitt normal zur Strömungsrichtung bei $x / D = 0,1$, $x / D = 1$ und $x/D=30$ (Ursprung der x-Koordinate am Düsenrand) an BLSL3-Konfiguration	63
Abb. 4-43 URANS-Konvergenzverlauf der BLBL-Konfiguration, simuliert mit dem JHh-v2-RSM.....	64
Abb. 4-44 URANS-Konvergenzverlauf der BLSL3-Konfiguration, simuliert mit dem JHh-v2-RSM.....	64
Abb. 4-45 Verteilung der turbulenten kinetischen Energie entlang des Strömungsfelds für die beiden Konfigurationen BLBL und BLSL3, als Vergleich von PIV zu den Simulationen mit JHh-v2-RSM und SST.....	66

Abb. 4-46 Verteilung der turbulenten kinetischen Energie normal zum Strömungsfeld an den Positionen $x/D = 1$ und $x/D = 3$ für die beiden Konfigurationen BLBL und BLSL3, als Vergleich von PIV zu den Simulationen mit JHh-v2-RSM und SST	67
Abb. 4-47 Vergleich von Δ_{\max} (links) und $\Delta\omega$ (rechts) für den Testfall eines einfachen runden Freistrahls mit einem groben Netz.....	72
Abb. 4-48 Beispielhafte Darstellung des Dissipationsparameters für einen einfachen turbulenten Freistrah. Dargestellte Iso-Fläche für $\varepsilon = 0.3$	77
Abb. 4-49 Seitenansicht des Rechengebietes (links), Netz im Axialschnitt bei $x/D=1$ (rechts).	79
Abb. 4-50 Entwicklung des axialen Netzzellweite entlang der Strahlachse bis zum Austritt (links) und für den Ausschnitt $0 \leq x/D \leq 5$ (rechts).	80
Abb. 4-51 Absolutbetrag des Dichtegradienten überlagert mit netzkonformen (rot) und nicht-netzkonformen (grau) FWH-Oberflächen. Die FWH-Oberflächen sind von 0 (nah) bis 4 (weit) durchnummeriert. Ausschnitt der ROI (links) und des gesamten Rechengebiets (rechts).....	81
Abb. 4-52 Viskositätsverhältnis eines Schnappschusses der Strömungslösung im Bereich der ROI (links) and für den Ausschnitt der frühen freien Scherschicht (rechts).	82
Abb. 4-53 Vergleich der HYDRA-Ergebnisse mit Messdaten und der Referenzsimulation (G4) von Shur et al. [29] für ähnliche Freistrahlfkonfigurationen. Mittlere (links) und fluktuierende (rechts) axial Geschwindigkeit entlang der Strahlachse mit dem Radius $r = 0D$	83
Abb. 4-54 Vergleich der HYDRA-Ergebnisse mit Messdaten und der Referenzsimulation (G4) von Shur et al.[29] [29]für ähnliche Freistrahlfkonfigurationen. Mittlere (links) und fluktuierende (rechts) axial Geschwindigkeit in der freien Scherschicht mit dem Radius $r = 0.5D$	83
Abb. 4-55 Vergleich der HYDRA-Ergebnisse mit Messdaten und den Referenzsimulationen (variable Netzaufösungen) von Shur et al.[29] [29]für ähnliche Freistrahlfkonfigurationen. Axiale Profile der radialen Maximalwerte der Axial- (oben links), Radial- (oben rechts) und Scherspannungen (unten).	84
Abb. 4-56 : Vergleich der Gesamtschallpegel über dem Abstrahlwinkel für netzkonforme (links) und nicht-netzkonforme (rechts) FWH-Oberflächen in unterschiedlicher radialer Entfernung zum Schallquellbereich. Messungen von SILOET [35]	85

Abb. 4-57 Vergleich akustischer Fernfeldspektren für netzkonforme (links) und nicht-netzkonforme (rechts) FWH-Oberflächen in unterschiedlicher radialer Entfernung zum Schallquellbereich und einem Abstrahlwinkel senkrecht zur Strahlachse. Messungen von SILOET [35]	86
Abb. 4-58 Referenzauflösung (fein) der nicht-netzkonformen FWH-Oberfläche 0 (schwarz) im Vergleich zum darunterliegenden DES-Rechennetz (blau).....	86
Abb. 4-59 Vergleich der akustischen Fernfeldspektren der nicht-netzkonformen FWH-Oberflächen (Index 0) mit variablen Auflösungsvermögen für unterschiedliche Abstrahlwinkel.	87
Abb. 4-60 Vergleich der Gesamtschallpegel im akustischen Fernfeld über den Abstrahlwinkel von HYDRA DES mit SILOET Messdaten [35]	88
Abb. 4-61 Vergleich akustischer Fernfeldspektren von HYDRA DES mit SILOET Messdaten [35] [35]für Abstrahlwinkel $\theta \leq 90^\circ$	88
Abb. 4-62 Oberflächennetz der koaxialen Düse mit Pylon und Bifurkation für einen Ausschnitt unterhalb des Pylons.	89
Abb. 4-63 Hybrides strukturiertes/unstrukturiertes Netz für den koaxialen Strahl mit Pylon und Bifurkation (links), Schnappschuss der Turbulenz und des akustischen Feldes der HYDRA Simulation mit verbesserten DDES Modell (rechts).....	90
Abb. 4-64 Vergleich der mittleren axialen Geschwindigkeitskomponente in der Symmetrieebene ($y=0$) zwischen HYDRA-Simulation mit verbesserten DDES Modell (oben) und VITAL PIV-Messdaten (unten) für den Testfall einer koaxialen Düse mit Pylon und Bifurkation.....	91
Abb. 4-65 : Vergleich der mittleren vertikalen Geschwindigkeitskomponente zwischen HYDRA-Simulation mit verbesserten DDES Modell und VITAL PIV-Messdaten für den Testfall einer koaxialen Düse mit Pylon und Bifurkation. Axialschnitt für $x/D=2.4$ der Simulation (link).....	91
Abb. 4-66 Vergleich der axialen Geschwindigkeitsfluktuationen in der Symmetrieebene ($y=0$) zwischen HYDRA-Simulation mit verbesserten DDES Modell (oben) und VITAL PIV-Messdaten (unten) für den Testfall einer koaxialen Düse mit Pylon und Bifurkation.	92

Tabellenverzeichnis

Tab. 4-1 Unterschiede zwischen Simulation und Experiment	13
Tab. 4-2 Materialeigenschaften der Sandwichschalen [5].....	36
Tab. 4-3 Ergebnisse der Blevins-Analyse des Verkleidungsbauteils.....	41
Tab. 4-4 Strömungs- und Düsenbetriebsbedingungen	50
Tab. 4-5 Vergleich der Netze.....	51
Tab. 4-6 Simulation der Aufweitungsraten einer 2D-Mischungsschicht nach Goebel und Dutton [6]	56
Tab. 4-7 Zusammenfassung der Modellformulierungen im LES-Modus	76
Tab. 4-8 Zusammenfassung der Strömungsbedingungen für den einfachen Freistrahl	78

Nomenklatur

Lateinische Buchstaben

a_0	<i>Free-stream speed of sound</i>
B_σ	<i>Compensation factor in σ-DES formulation</i>
C_{DES}	<i>DES model constant</i>
C_v	<i>Thrust coefficient/ Schubbeiwert $c_v = \frac{FN_{ist}}{FN_{ideal}}$</i>
d_w	<i>Wall-normal distance</i>
D	<i>Jet nozzle diameter</i>
f	<i>Eigenfrequenz der analysierten Mode</i>
f_d	<i>DDES boundary layer shield function</i>
F_N	<i>Nettoschub</i>
$G_P(f_n)$	<i>Schalldruckspektrum</i>
L	<i>Turbulence model length scale</i>
M	<i>Mach number</i>
n_ω	<i>Unit vector aligned with the vorticity vector</i>
p_{amb}	<i>Ambient static pressure</i>
p_n	<i>Modaldruck der analysierten Mode</i>
p_{tot}	<i>Total (stagnation) pressure</i>

r	<i>Jet radial coordinate axis</i>
\mathbf{r}	<i>Coordinate vector of cell centre</i>
\mathbf{r}_n	<i>Coordinate vector of face centre</i>
Re_D	<i>Reynolds number based on jet diameter</i>
S^*	<i>SGS-model dependent differential operator on the velocity field</i>
St	<i>Strouhal-Zahl</i>
T_{amb}	<i>Static ambient temperature</i>
T_j	<i>Static jet temperature</i>
T_{tot}	<i>Total (stagnation) temperature</i>
ν_t	<i>(Kinematic) eddy viscosity</i>
vol	<i>Grid cell volume</i>
V_{flight}	<i>Velocity of flight stream (co-flow)</i>
V_j	<i>Jet velocity</i>
x	<i>Jet streamwise coordinate axis</i>

Griechische Buchstaben

ε_2	<i>HYDRA numerical scheme parameter</i>
ε_3	<i>HYDRA numerical scheme parameter</i>
Δ	<i>Grid filter scale</i>
θ	<i>Angle of far-field observers ($\theta = 0^\circ$ along jet axis)</i>
κ	<i>Von-Kármán constant</i>
μ_{ref}	<i>Reference (ambient) dynamic viscosity</i>
ξ_n	<i>Dämpfung der analysierten Mode</i>
σ	<i>Singular value of velocity gradient tensor / SGS model based on formulation of Nicoud et al.</i>
σ_n	<i>Modale Spannung bei der analysierten Eigenfrequenz</i>
Ψ	<i>Low-Reynolds number correction function in DES</i>

Abkürzungsverzeichnis

Name	Beschreibung
AP	Arbeitspaket
BTU	Brandenburgische Technische Universität
BPR	<i>Bypass ratio</i> / Nebenstromverhältnis
CAD	<i>Computer Aided Design</i>
BSL	<i>Baseline</i> / Referenz
Cd	<i>Discharge Coefficient</i> (Durchflusskoeffizient)
CFD	<i>Computational Fluid Dynamics</i>
CHT	<i>Conjugated heat transfer</i>
CMLC	SST-Turbulenzmodell mit Kompressibilitätskorrektur
Ct	<i>Thrust Coefficient</i> (Schubbeiwert)
CTU	<i>Convective time unit</i> ($1 \text{ CTU} = D_j/U_j$)
dB	Dezibel
DDES	<i>Delayed DES</i>
DES	<i>Detached-Eddy Simulation</i>
DES97	Original (1997) formulation of DES
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
ESDU	<i>Engineering Science Data Unit</i>
FEM	Finite Elemente Methode
FNPR	<i>Fan Nozzle Pressure Ratio</i>
FWH	<i>Ffowcs-Williams and Hawkings</i>
HCF	High Cycle Fatigue
HSB	Handbuch Struktur Berechnung
ILES	<i>Implicit LES</i>
LES	<i>Large-Eddy Simulation</i>
LTH	Luftfahrt-Technisches Handbuch
MSC	<i>MacNeal-Schwendler Corporation</i>
OASPL	<i>Overall sound pressure level</i>
PCL	<i>Patran Command Language</i>
PIANO	CAA Code des DLR
PSD	<i>Power Spectral Density</i>
PWT	<i>Progressive Wave Tube</i>
RANS	<i>Reynolds-Averaged Navier-Stokes</i>
RF	<i>Reserve Factor</i>
RLT	<i>RANS to LES transition</i>
RMS	<i>Root Mean Square</i>

ROI	<i>Region of interest</i>
RRD	Rolls-Royce Deutschland
RSM	<i>Reynolds-stress-model</i>
SA	<i>Spalart-Allmaras</i>
SILOET	Britisches Forschungsprojekt
SPL	<i>Sound Pressure Level</i>
SSJ	<i>Single stream jet</i>
SST	<i>Menter's Shear Stress Transport Turbulence Model</i>
SYMPHONY	Britisches Forschungsprojekt
TKE	<i>Turbulent kinetic energy</i> , Turbulente kinetische Energie
TRAS	<i>Thrust Reverser Actuation System</i> , Schubumkehreraktuator System
TRU	<i>Thrust Reverser Unit</i> , Schubumkehrer
UDF	<i>User Defined Function</i>
VITAL	EU Forschungsprojekt
WALE	<i>Wall-adapting local eddy-viscosity LES model of Nicoud & Ducros</i>

Kurzfassung

Im Zeitraum von Januar 2012 bis September 2015 wurde bei Rolls-Royce Deutschland am Standort Dahlewitz das im Rahmen des Luftfahrtforschungsprogramms LUFO IV-4 geförderte Forschungsprojekt AeroStruct – „Entwicklung integrierter Methoden für neue Triebwerkssysteme“ bearbeitet. Das Projekt ist eingebettet in das vom Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt DLR geleitete Verbundvorhaben *AeroStruct - Enable and Learn how to Integrate Flexibility in Design*.

Im Rahmen des Projektes wurden auf den drei miteinander vernetzten Themengebieten beziehungsweise Arbeitslinien 1. Aerostrukturkopplung, 2. Schallermüdung und 3. Strahlärm entsprechende Simulationswerkzeuge zum multidisziplinären Entwurf gemeinsam mit Auftragnehmern erprobt und weiterentwickelt.

Im Themengebiet 1 wurden große Fortschritte bei der Anwendung der Aerostrukturkopplung erzielt, so dass nun beispielsweise eine Methode zur Vorhersage von Maximaltemperaturen auf Schubumkehrerbauteilen vorhanden sowie eine Abschätzung der elastischen Effekte hinsichtlich ihrer Rückwirkung auf die wichtigsten aerodynamischen Parameter möglich ist.

Im Themengebiet 2 wurde eine Methode zur Berechnung zur Spannungsvorhersage infolge von Schallbelastung erfolgreich weiterentwickelt, die nun auch Vorhersagen an nicht-idealisierten Geometrien ermöglicht und Aussagen über einen weiteren Anregungsfrequenzbereich erlauben. Im Vergleich zu der bisher vorhandenen, erlaubt die neue Methode eine deutlich weniger konservative Auslegung, was eine Gewichteinsparung erlaubt.

Im Themengebiet 3 wurde sowohl eine (1) RANS- als auch eine (2) LES-Simulationsmethode für die Vorhersage der Schallerzeugung und -abstrahlung gekoppelter Düsen-Flügelsysteme entwickelt und validiert. Die erste Methode zeichnet sich durch relative kurze Rechenzeiten, aber eine begrenzte Genauigkeit bezüglich Schallerzeugung und -transport aus. Sie ist für Untersuchung von Geometrievariationen im Vordesign gedacht. Die zweite Methode zeichnet sich durch eine hohe Genauigkeit, aber relative lange Rechenzeiten aus. Die Methode ist für die Verifizierung des finalen Entwurfs gedacht und soll langfristig teure, großskalige Experimente ersetzen.

Einige der neu entwickelten Werkzeuge sowie der gewonnenen Erfahrungen fanden bereits während des Projektzeitraums Anwendung in Triebwerksentwicklungsprojekten. Eine detaillierte Abhandlung der Ergebnisse der drei Themengebiete ist in Kapitel 4 dokumentiert.

1 Wissenschaftliche und technische Arbeitsziele des Vorhabens

Mithilfe des Forschungsprojektes AeroStruct wird der Ausbau der Kompetenz bei Rolls-Royce Deutschland hinsichtlich des interdisziplinären Designs und der interdisziplinären Systembewertung vorangetrieben. Dies beinhaltet die aero-strukturelle Kopplung am Beispiel des Schubumkehrers zur Optimierung der strukturellen Auslegung und somit zur Verringerung des Triebwerksgewichts. Auch die Verringerung der Entwicklungszeiten und der damit verbundenen Kosteneinsparungen stellt einen wesentlichen Anspruch an zukünftige Methoden dar. Dazu zählt die Kopplung von Aerodynamik, Strukturmechanik und akustische Ermüdung (*Sonic Fatigue*), die hier am Beispiel eines Triebwerksdüse/Pylon-Übergangs untersucht werden sollte. Ein weiteres Ziel war die Verbesserung der installierten Strahlärmvorhersage für Triebwerksdüsensysteme einschließlich der Schallentstehung durch Strahl-Klappen-Interaktion und eines 3D optimierten Düsenentwurfs. Dieser Mechanismus der Schallentstehung wird mit größer werdenden Nebenstromverhältnissen und damit Triebwerken noch an Bedeutung gewinnen, wenn der Abstand zwischen Flügel und Triebwerk geringer wird.

Am Ende des Projekts sollten fachspezifische und fachübergreifende Methoden und Prozesse verfügbar sein, die hinsichtlich Aerodynamik/Struktur sowie Aerodynamik/Akustik integrierte Entwürfe der Triebwerksdüse und des Schubumkehrers ermöglichen. Darüber hinaus sollten diese Prozesse auf weitere Problemstellung hinsichtlich Triebwerksentwurf und Triebwerksintegration anwendbar sein.

2 Voraussetzungen zur Durchführung des Vorhabens

Rolls-Royce Deutschland hat seine hohe Kompetenz hinsichtlich Aerodynamik, Akustik sowie Strukturberechnung in den vergangenen Jahren kontinuierlich erweitert und sich wesentlich in regional, national und europäisch geförderte Projekte eingebracht. Der Konstruktions- und Herstellungsprozess bei Rolls-Royce Deutschland wird seit Jahren ständig weiterentwickelt. Integrierte, fachübergreifende Prozesse zur aero-strukturellen oder aero-akustischen Kopplung waren vor Projektbeginn zwar vorhanden, aber meist auf spezifische, vereinfachte Problemstellungen zugeschnitten und nicht unmittelbar industriell

anwendbar. Bereits entwickelte Lösungsansätze sollten aufgegriffen, an aktuelle Problemstellungen der Triebwerksindustrie angepasst und angewendet werden.

So hat Rolls Royce Deutschland beispielsweise in den letzten Jahren die Projekte EMINKO und SUSI durchgeführt. Hier wurden die Prinzipien des *System Engineerings* angewendet und weiterentwickelt, um eine aus Sicht eines speziellen Gesamttriebwerkskonzeptes verbesserte Schubumkehrerkonfiguration zu entwerfen. Ein Schwerpunkt in der Entwicklung integrierter Methoden für die Vorauslegung hinsichtlich Aerodynamik, Strukturmechanik sowie Regelungstechnik und Installationsaspekten des Schubumkehrers und der Gondel. Diese wurden in EMINKO zunächst innerhalb von Rolls-Royce Deutschland angewendet, um ein innovatives Konzept für sogenannte Kaskadenschubumkehrer in Unterflügelanordnung zu entwickeln, welches dann in SUSI mit industriellen und universitären Forschungspartnern im Verbund weiter entwickelt wurde.

Im Vorhaben COMFLITE wurde begonnen, Methoden für die aero-elastische Analyse von Schwenktür- (*pivot-door*) Schubumkehrern zu entwickeln. In AeroStruct wurden diese weiter vorangetrieben, und auch jene für die oben erwähnten Kaskadenschubumkehrer wurden mit berücksichtigt. Es hatte sich gezeigt, dass sowohl Einzelprozesse als auch Prozessketten stetig erweitert und angepasst werden mussten.

3 Planung und Ablauf des Vorhabens

Im folgenden Kapitel wird eine Übersicht über die Projektstruktur sowie die Durchführung des Forschungsvorhabens vorgestellt.

3.1 Projektstruktur und Arbeitspaketzuordnung

Das Projekt AeroStruct ist in drei so genannte Themengebiete beziehungsweise Arbeitslinien aufgeteilt, welche bei Rolls-Royce Deutschland sowie bei den Unterauftragnehmern bearbeitet werden.

TG1: Aero-Strukturkopplung am Schubumkehrer

TG2: Akustische Ermüdung (*sonic fatigue*)

TG3: Strahlärmvorhersage - Isolierte und installierte Düsen

Die Themengebiete, die durch ihren Grad der Spezialisierung von verschiedenen Arbeitsgruppen bearbeitet wurden, waren untereinander stark vernetzt. Die Verbindungen und Wechselwirkungen zwischen den Themengebieten sind in Abb. 3-1 schematisch dargestellt. Es zeigt die prinzipiellen Prozessabläufe der Analysemethoden innerhalb sowie den Datenaustausch zwischen den Themengebieten. Neben dem reinen Datentransfer kam es darüber hinaus auch zum Erfahrungsaustausch bezüglich der verwendeten Simulationstools (Strömungslöser, Finite Elemente Löser, Netzgeneratoren).

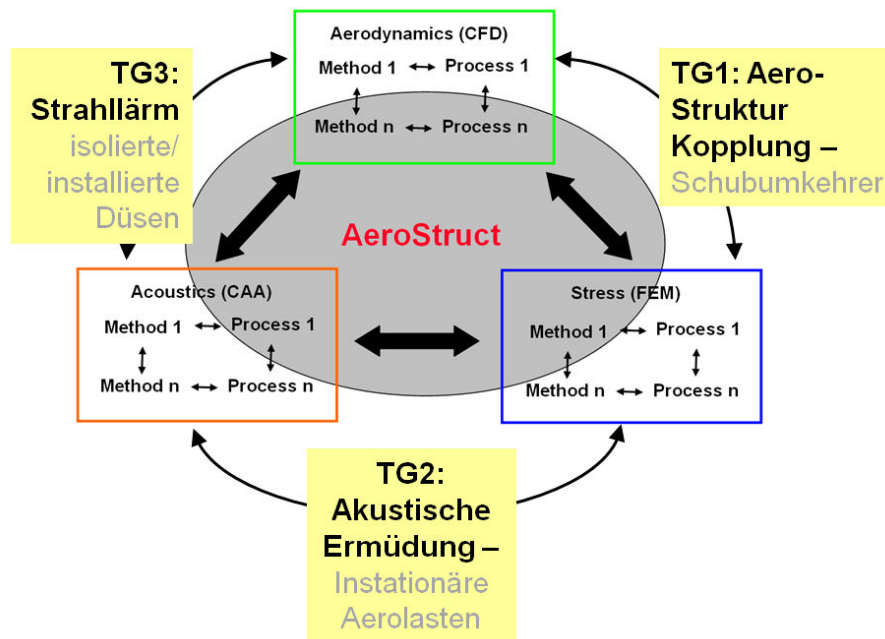


Abb. 3-1 Vernetzung der Themengebiete/Arbeitslinien

Die Themengebiete 1 und 2 waren zunächst als rein Rolls-Royce Deutschland interne Arbeitslinien geplant. Seit März 2015 wurden die Arbeiten in TG1 durch die BTU Cottbus sowie die Universität der Bundeswehr in Form von Unterbeauftragungen unterstützt. In Themengebiet 3 wurden seit Projektbeginn die wesentlichen technischen Arbeiten durch die Unterauftragnehmer DLR Braunschweig, TU Braunschweig sowie die Fa. CFD Software durchgeführt. Die technische Leitung in allen drei Themengebieten lag bei RRD.

Innerhalb der drei Themengebiete sind die Arbeiten gemäß der Struktur des Verbundvorhabens in sieben Arbeitspakete unterteilt. In Abb. 3-2 sind diese in Form eines Projektstrukturplans dargestellt.

In Arbeitspaket 1 erfolgte eine Spezifizierung des Anwendungsfalles („Use Cases“). Die Arbeitspakete 2 und 3 dienten der Definition beziehungsweise der Anpassung der zu verwendenden Methoden, sowie deren Kopplung durch Entwicklung einer Methodenverkettung hinsichtlich Aerodynamik-Struktur- und Aerodynamik-Akustik-Kopplung. Arbeitspaket 4 diente primär der Validierung dieser Methoden und Prozesse, um dann in den Arbeitspaketen 5 und 6 auf bekannte Konfigurationen angewandt zu werden. In Arbeitspaket 7 wurden schließlich die gewonnenen Erfahrungen über das Transfercenter z.B. in Form von „Best Practise Guides“ mit den Partnern ausgetauscht und dokumentiert.

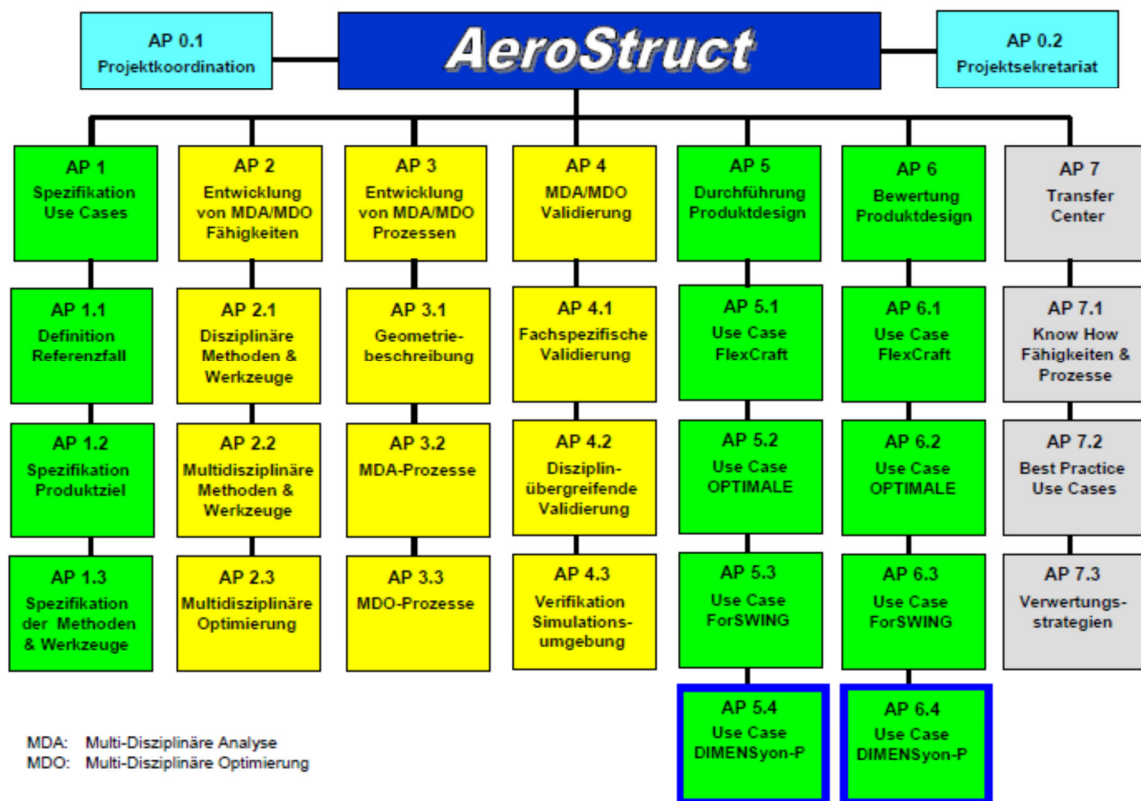


Abb. 3-2 Übersicht der einzelnen Arbeitspakete

3.2 Zeit- & Meilensteinplan

Die Arbeiten zu den sieben Arbeitspaketen erfolgten parallel in den drei Themengebiete und folgten der Zeitplanung, welche in Abb. 3-3 dargestellt ist.

Zeitplan																		
AP Nr.	Aktivitäten	Wer	2012				2013				2014				2015			
			Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4
1.1	Definition Referenzfall	RRD																
1.2	Spezifikation Produktziel	RRD																
1.3	Spezifikation der Methoden & Werkzeuge	RRD																
2.1	Disziplinäre Methoden & Werkzeuge	RRD, CFD-S, TU-BS, UniBW, BTU																
2.2	Multidisziplinäre Methoden & Werkzeuge	RRD																
2.3	Multidisziplinäre Optimierung	RRD																
3.1	Geometriebeschreibung	RRD																
3.2	MDA-Prozesse	RRD, BTU																
3.3	MDO-Prozesse	RRD																
4.1	Fachspezifische Validierung	RRD, DLR-Berlin, DLR-BS																
4.2	Fachübergreifende Validierung	RRD, DLR-BS																
4.3	Verifikation Simulationsumgebung	RRD																
5.4	Durchführung Produktdesign Use Case	RRD, DLR-Berlin, DLR-BS																
6.4	Bewertung Produktdesign Use Case	RRD																
7.1	KnowHow Fähigkeiten & Prozesse	RRD																
7.2	"Best Practise" Use Cases	RRD, DLR-Berlin, DLR-BS																
7.3	Verwertungsstrategien	RRD, Partner																

Abb. 3-3 Übersicht Zeitplanung der Arbeitspakete (Planung zu Projektbeginn und Änderungen/Verschiebungen)

Das Vorhaben wurde um sechs Monate kostenneutral verlängert. Der numerische Aufwand, Schubumkehrer in Themengebiet 1 aerodynamisch zu modellieren, überstieg die Erwartungen deutlich. Deshalb wurde abweichend bzw. zusätzlich zum ursprünglichen Arbeitsplan ein neues, vereinfachtes Verfahren zur Modellierung entwickelt und angewendet, was ein wesentlicher Grund für die nötige Verlängerung war.

Um den Mehraufwand kompetent und effizient zu bearbeiten, wurden zusätzlich die oben bereits erwähnten Unteraufträge an die BTU Cottbus sowie die Universität der Bundeswehr erteilt.

Die Verlängerung wurde mit Zustimmung aller Projektpartner vereinbart und vom Projektträger im März 2015 genehmigt. Damit endete das Projekt im September 2015.

Diese zusätzliche Laufzeit wurde speziell für die Arbeitspakete Validierung und Dokumentation verwendet. Zur Validierung in Themengebiet 3 konnte auf experimentelle Daten aus einem britischen Forschungsvorhaben zurückgegriffen werden. Jedoch konnten somit auch noch rechen- und zeitintensive Simulationen in den Themengebieten 1 und 3 fertiggestellt werden. Abweichend von der ursprünglichen Planung wurden die Arbeitspakete 2.1 und 2.2, die Entwicklung der einzel- und multidisziplinären Methoden, über fast ein Jahr länger bearbeitet um die hier aufgelaufenen technischen Schwierigkeiten zu lösen. Speziell sind hier die Problemstellungen der Aerodynamik des Schubumkehrers zu nennen.

Abb. 3-4 zeigt die Hauptmeilensteinübersicht. Der finale Meilenstein dieses Vorhabens – 7-1 *Entwicklung integrierter Methoden für neue Triebwerkssysteme* - wurde erreicht: *Best Practises* für die Palette industrieller Anwendungen bereitzustellen. Diese garantieren, dass die erarbeiteten Methoden nach Projektende in der Produktentwicklung effizient und robust angewendet werden können. Sie sind essentiell für die Verwertung der Ergebnisse.

Meilensteinplanung																		
Meilenstein	#	AP Nr.	2012				2013				2014				2015			
			Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4
Spezifikation der Simulationsketten	1-1	1			☆													
Spezifikation des Use-Cases für DIMENSyon-P	1-2	1				☆												
Spezifikation der verwendeten Methoden	2-1	2													★			
Anforderungen an Integrationsplattform	3-1	3					☆											
Integriertes Simulationssystem	4-1	4														★		
Integrierter Designprozess	5-1	3													★			
Designergebnis	5-2	5																☆
Beurteilung des Designs	6-1	6																☆
"Best Practise" DIMENSyon-P Use-Cases	7-1	7																★

Abb. 3-4 Hauptmeilensteinplanung (Stand September 2015, schwarz: verschobene Meilensteine)

3.3 Zusammenfassung

Die wichtigsten Ergebnisse innerhalb des Projektes werden nachstehend zusammengefasst und in Zusammenhang mit den Entwicklungsprozessen gebracht. Details sind im Kapitel 4 in den jeweiligen Ergebnisberichten der Themengebiete zu finden.

Im Laufe des Projektes AeroStruct konnten große Fortschritte bei der Methodenentwicklung erzielt werden und das nationale Netzwerk zwischen Rolls-Royce Deutschland, den Universitäten und dem DLR wurde weiter ausgebaut und gefestigt. Die Kooperation wird im Rahmen neuer Projekte fortgeführt.

Zu den wichtigsten Ergebnissen zählen entwickelte Kopplungsmethoden am Schubumkehrer zur Vorhersage von Bauteiltemperaturen sowie die Abschätzung von Verformungen im Themengebiet 1. Eine vollständige, realistische Zweiwegekopplung konnte jedoch noch nicht erfolgreich durchgeführt werden. Mit den Einschränkungen und Vereinfachungen, die im Laufe des Projektes getroffen werden mussten, war eine Optimierung noch nicht zielführend und wurde deshalb nicht durchgeführt. Die Simulationskette steht aber für eine spätere manuelle Optimierung zur Verfügung. Trotz der Einschränkungen werden die entwickelten Werkzeuge bereits bei der Schubumkehrerauslegung sowie der Planung der Instrumentierung bei Validierungsexperimenten verwendet. Einige der Aspekte hinsichtlich Aerodynamik am Schubumkehrer, die innerhalb AeroStruct nicht vollständig gelöst werden konnten sind bereits innerhalb des Projektes PERFEKT aufgegriffen worden.

Im Themengebiet 2 wurde eine Methode zur Berechnung zur Spannungsvorhersage infolge von Schallbelastung erfolgreich weiterentwickelt, die Vorhersagen an nicht-idealisierten Geometrien ermöglicht und Aussagen über einen breiteren Anregungsfrequenzbereich erlaubt. Mit der bisher verwendeten Methode ergibt sich eine deutlich konservativere Auslegung als mit dem neuen Verfahren, was im Entwurf eine Gewichtseinsparung erlaubt.

Im Themengebiet 3 wurde sowohl eine RANS als auch eine LES-Simulationsmethode für gekoppelte Düsen-Flügelssysteme entwickelt und validiert. Die Verbesserungen im Bereich der stationären RANS Simulationstechnik erfolgten innerhalb des DLR Strömungslösers TAU mit dem Schwerpunkt der Turbulenzmodellierung mit Reynolds-Spannungsmodellen. Eine neue DDES Variante mit angepasster „RANS zu LES Transition“ in den freien Scherschichten wurde erfolgreich in den Rolls-Royce Strömungslöser HYDRA implementiert und getestet.

4 Ergebnisse der Arbeiten

In diesem Kapitel werden die wichtigsten technischen Ergebnisse der Arbeiten innerhalb AeroStructs vorgestellt. Die Abhandlung erfolgt der Übersicht halber getrennt nach den drei Themengebiete.

4.1 TG1 – Aero-Strukturkopplung am Schubumkehrer

4.1.1 Einleitung und Zielsetzung

In der Luftfahrt besteht ein großes Interesse an einer Verringerung des Gewichts und des Widerstands des Flugzeugs, um die in ACARE 2020 geforderten Reduktionen von Treibstoffverbrauch und Emissionen im Luftverkehr zu erreichen. Das Gewicht und der Widerstand des Triebwerks sowie der Triebwerksgondel gehen in diese Bilanz ein. Ein Bauteil der Gondel, das weitere Gewichtsreduktionen verspricht, ist der Schubumkehrer. Dieser erzeugt während einer kurzen Zeitperiode nach der Landung am Boden eine Bremskraft oder auch den Antrieb zum Zurückrollen. Während des restlichen Fluges erhöht er den Treibstoffverbrauch. In der Vergangenheit stand der Schubumkehrer nicht im Fokus einer multidisziplinären Optimierung und könnte daher stark von dieser profitieren.

Der Schubumkehrer muss vielfältige Anforderungen erfüllen, wie zum Beispiel:

- Bereitstellen des geforderten Umkehrschubs
- Vermeidung des Flattern der Fan-Schaufeln
- Beibehaltung der strukturellen Integrität unter aerodynamischer und thermischer Belastung

Die Motivation für die Untersuchungen ist es, einen Prozess zu generieren, der es erlaubt, eine gewichtsoptimierte Schubumkehrer-Geometrie zu entwickeln. Für eine multidisziplinäre Analyse eines Schubumkehrers muss man in der Lage sein, mehrere physikalische Effekte korrekt wieder zu geben. Zum Einen stellt dabei die komplexe Aerodynamik, die durch Strömungsablösung, starke Stromlinienkrümmung sowie Instationarität gekennzeichnet ist, eine große Herausforderung dar. Zum Anderen wird die Vorhersage der strukturellen Integrität durch den Aufbau der Struktur des Schubumkehrers erschwert. Um Gewicht zu sparen, bestehen Strukturbauteile moderner Schubumkehrer zu großen Teilen aus Faserverbundwerkstoffen (FVK). Die Fasern liegen in einer Matrix aus Kunststoff, welcher

deutlich empfindlicher gegenüber thermischen Lasten als metallische Werkstoffe ist. Bei einer starken Erwärmung steigt die Elastizität bis hin zum Versagen der Matrix. Zusätzlich führt das unterschiedliche Verhalten bei Temperaturänderung der Fasern und der Matrix zu Spannungen zwischen den Schichten des FVK.

Die Schwerpunkte der Arbeit lagen auf der Vorhersage der Aerodynamik sowie die Vorhersage der aeroelastischen und aerothermischen Effekte für die Vorauslegung des Schubumkehrers. Die mikroskopische Modellierung der Struktur unter Berücksichtigung der Faserverbundwerkstoffe für die finale Auslegung wird Gegenstand zukünftiger Forschungen sein.

Am weitesten verbreitet sind zwei Arten von Schubumkehrern. Bei Triebwerken, die unter einem Flügel installiert sind, wird oft ein sogenannter Kaskadenschubumkehrer verwendet. Bei diesen Konzepten wird die Luft des Nebenstromkanals durch ein Umlenkgerüst geleitet. Bei Triebwerken, die am Heck installiert werden, ist ein sogenannter Schwenktür-Schubumkehrer gebräuchlich. Hier wird der teilweise gemischte Strahl des Kerntriebwerks bei der Schubumkehr durch in den Strahl eingeschwenkte Türen umgelenkt.

Im Rahmen dieser Arbeit werden beide Konzepte betrachtet, wobei der Fokus auf den Schwenktür-Schubumkehrern liegt.

4.1.2 Durchgeführte Arbeiten und Ergebnisse

4.1.2.1 Aerodynamik des Schubumkehrers allgemein

Im Themengebiet 1 wurden die grundlegenden Phänomene der Aerodynamik des Schwenktür- Schubumkehrers genauer betrachtet, siehe Abb. 4-1. Da selbst die Simulation der Strömung durch einen vereinfachten Schubumkehrer immer noch eine Herausforderung darstellt, wurde beschlossen, die Simulation noch weiter zu vereinfachen. Dazu sollten die Phänomene, welche die Schubumkehreraerodynamik prägen, einzeln untersucht und mit experimentellen Daten verglichen werden.



Abb. 4-1 Schwenktür-Schubumkehrer im geöffneten Zustand

Strömungsphänomene im Schubumkehrer

Für mehrere dieser Phänomene ist eine Modellierung mit Hilfe von Turbulenzmodellen nicht die beste Möglichkeit. Das gilt insbesondere für die bei industriellen Anwendungen bevorzugten Wirbel-Viskositätsmodelle:

- Strahl in einer Querströmung
- Scherschichten
- Strömungsablösung
- Stromlinien/ Oberflächenkrümmung

Auf absehbare Zeit werden RANS-Simulationen mit Wirbelviskositätsmodellen die einzige Möglichkeit darstellen, die Aerodynamik des Schubumkehrers während des Entwurfsprozess mittels numerischer Simulationen zu untersuchen. Aus diesem Grund wurden vier repräsentative Testfälle aus der Literatur ausgewählt, um die Genauigkeit solcher Simulationen für die erwähnten Strömungsphänomene zu bewerten sowie den damit

verbundenen Aufwand abzuschätzen. Die wichtigsten Größen im Entwurfsprozess sind in diesem Zusammenhang die Kräfte auf die Struktur, die Massenströme sowie die grundlegende Strömungstopologie. Um die Kräfte auf die Struktur, insbesondere auf die Schubumkehrertür, zuverlässig wiedergeben zu können, muss die Vorhersage der Druckverteilung relativ genau sein. Auch die Kenntnis der Strömungstopologie ist für die Bestimmung der Oberflächentemperatur wichtig.

Die größten Unterschiede zwischen experimentellen und numerischen Daten zeigen sich bei der Simulation des Strahls in der Querströmung. Als Testfall wurde ein Experiment von Dennis, Tso and Margason ausgewählt [1]. In diesem Experiment wird eine Querströmung mit einer Machzahl $Ma = 0.13$ über eine Platte geleitet, aus welcher ein Strahl mit einer Machzahl $Ma = 0.75$ austritt. Diese Machzahlen sind ähnlich zu denen, welche bei der Strömung durch einen Schubumkehrer zu erwarten sind. Als experimentelle Daten liegt die Druckverteilung auf der Platte, aus welcher der Strahl ausströmt, vor.

Im Rahmen der RANS-Simulation wurden die Effekte von drei verschiedenen Turbulenzmodellen auf drei verschiedenen Rechennetzen simuliert. In Abb. 4-4 ist der Verlauf des Druckbeiwertes entlang einer Kreisbahn um die Austrittsöffnung des Strahls mit dem Radius $r/D = 0.58$ dargestellt, wobei D den Durchmesser der Austrittsöffnung bezeichnet. Zwischen 0° und 180° ist eine akzeptable Übereinstimmung zwischen numerischen und experimentellen Daten zu sehen, wobei das $k-\omega$ SST Modell die Druckverteilung am besten reproduziert. Die Symmetrie, welche in den experimentellen Daten zu erkennen ist, wird von der Simulation unabhängig von dem Turbulenzmodell nicht reproduziert. Eine mögliche Erklärung für diese Abweichung ist, dass das Phänomen des Strahls in einer Querströmung von instationären Effekten geprägt ist. Das Konvergenzverhalten der Simulationen unterstützt diese Vermutung.

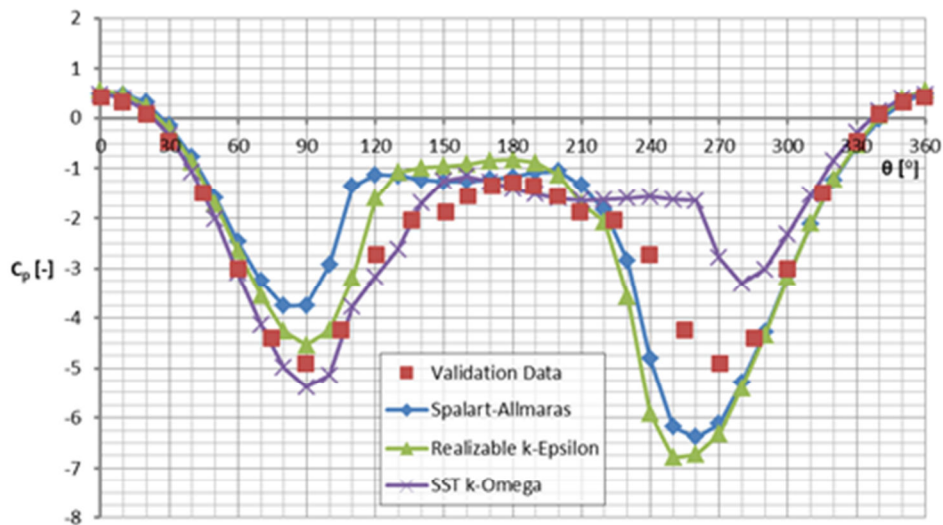


Abb. 4-2 Cp Wert entlang einer Kreisbahn mit Radius $r/D = 0.58$ [1]

Im Rahmen dieser Studie konnte kein optimales Turbulenzmodell identifiziert werden, das zu empfehlende Turbulenzmodell variiert mit dem Testfall. Ebenfalls wiesen alle Modelle Schwächen bei der Vorhersage der Reynoldsspannungen auf. Die berechneten Druck- und Scherspannungsverteilungen zeigten jedoch für den Entwurfsprozess akzeptable Ergebnisse. Ein Ergebnis der Studie war auch, dass eine hohe Auflösung der Rechengitter angestrebt werden muss. Für die hier ausgewählten Testfälle wurden die besten Ergebnisse auf strukturierten Gittern erzielt. Ein solches Gitter für den ausgefahrenen Schubumkehrer zu generieren, wäre jedoch ein zu großer Aufwand, und dieser Ansatz wird nicht mehr weiter verfolgt.

Die Ergebnisse der Simulation der Strömung durch einen gekrümmten Kanal legen nahe, die Korrektur für Stromlinienkrümmung zu verwenden. Hiermit konnte die Vorhersage der Scherspannungen entlang der Kanalwand deutlich verbessert werden. Insgesamt wurde der Schluss gezogen, dass das SST- $k-\omega$ Modell am besten geeignet ist, die Strömungseffekte im Schubumkehrer wiederzugeben. Die Korrektur für Stromlinienkrümmung sollte hier aktiviert werden. Die Ergebnisse der Studie werden bei der Untersuchung der Aerodynamik des Schubumkehrers zum Einsatz gebracht.

Vergleich mit Experimenten

Zunächst wurde die Strömung durch den Schubumkehrer unter der Annahme von adiabaten Wänden simuliert und die Ergebnisse mit in früheren Experimenten gemessenen Daten verglichen. Für den Vergleich wurden statische Druckmessungen auf der Tür des Schubumkehrers herangezogen.

Die Simulationen wurden auf drei verschiedenen Gittern durchgeführt, die sich in folgenden Eigenschaften unterschieden:

- Auflösung der Grenzschicht,
- Auflösung des Strahls und
- orthogonale Qualität.

Aus der Analyse der Simulationen und dem Vergleich der Ergebnisse mit dem Experiment wurden folgende Schlussfolgerungen gezogen:

- Die orthogonale Qualität hat einen großen Einfluss auf das Konvergenzverhalten von FLUENT
- Massenströme werden relativ gut reproduziert
- Selbst die Ergebnisse der vergleichsweise gut konvergierten Simulationen zeigen deutliche Abweichungen von den gemessenen Luftkräften

Die beiden letzten Punkte sind quantitativ in Tab. 4-1 zusammengefasst. Die hohe Abweichung im Umkehrschub führte zu einer genaueren Betrachtung der Drücke auf der Schubumkehrertür.

Variable	Abweichung von den experimentellen Daten
Massenstrom des Kerntriebwerks	2.4%
Massenstrom des Nebenstromkanal	0.8%
Umkehrschub	14.2%

Tab. 4-1 Unterschiede zwischen Simulation und Experiment

Die Sensorpositionen auf der Tür sind in Abb. 4-3 gezeigt. Die statischen Druckaufnehmer sind gelb und die Temperatursensoren rot markiert. Der Vergleich der Daten konzentriert sich auf die Sensoren entlang der Linie P501 – P513.

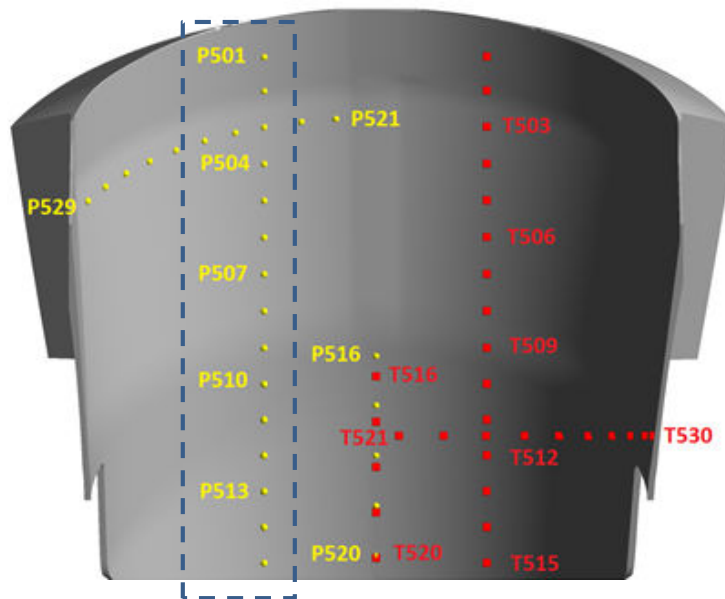


Abb. 4-3 Position der Sensoren auf der Schubumkehrertür. Messungen des statischen Drucks sind in gelb, die der statischen Temperatur in rot markiert.

Der Vergleich der Simulationsergebnisse von zwei verschiedenen Gittern mit den experimentellen Daten in Form des statischen Drucks ist in Abb. 4-4 dargestellt.

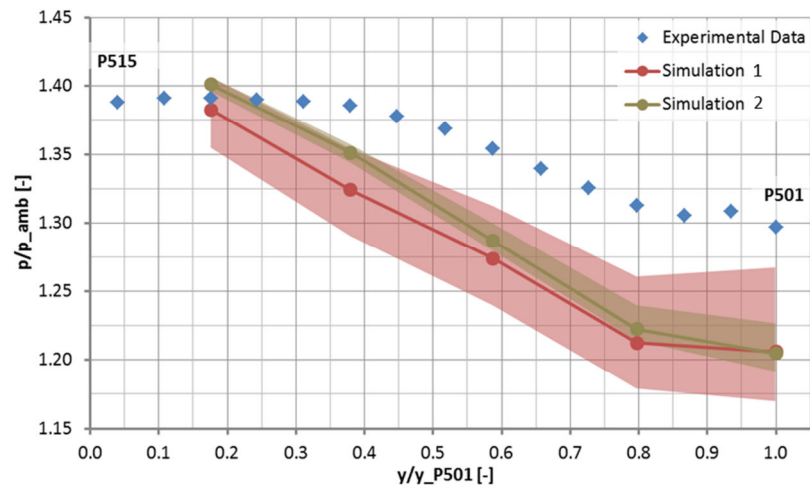


Abb. 4-4 Vergleich des statischen Drucks von Experiment und Simulationen mit adiabaten Wänden.

Die Marker entlang der Simulationslinien entsprechen hier dem Mittelwert des simulierten statischen Drucks, der an den Sensorpositionen beobachtet wurde. Der transparente Bereich zeigt die maximalen Abweichungen von diesen Mittelwerten. Bei der Simulation 2 ist ein Gitter mit besserer orthogonaler Qualität verwendet worden, und die Größe der Oszillationen

ist deutlich geringer. Aber auch in diesem Fall ist eine deutliche Abweichung zu dem Experiment zu erkennen.

Aus den Ergebnissen lässt sich schließen, dass obwohl die Massenströme relativ genau wieder gegeben werden, die Strömungstopologie stromauf und entlang der Schubumkehrertür allerdings nicht genau reproduziert wird.

4.1.2.2 Aerodynamische Untersuchung eines generischen Schwenktür-Schubumkehrers

Das Design eines Schubumkehrers lässt sich durch eine Vielzahl von Parametern beschreiben, welche die Leistungsfähigkeit des Schubumkehrers beeinflussen. Es wurden drei Parameter ausgewählt, deren Einflüsse auf die Aerodynamik genauer untersucht werden sollten:

- Länge der Kicker-Platte
- Winkel der Kicker-Platte
- Türwinkel

Die drei Parameter sind in Abb. 4-5 verdeutlicht. Da die geometrische Komplexität als eine Ursache für Simulationsprobleme identifiziert worden ist, wurde die zu untersuchende Geometrie stark vereinfacht. Als weitere Vereinfachung wurde auf ein gemischtes Düsensystem verzichtet. Stattdessen wurde am Eintritt in den Schubumkehrer eine mit dem realen Fall kompatible Randbedingung verwendet, siehe Abb. 4-5.

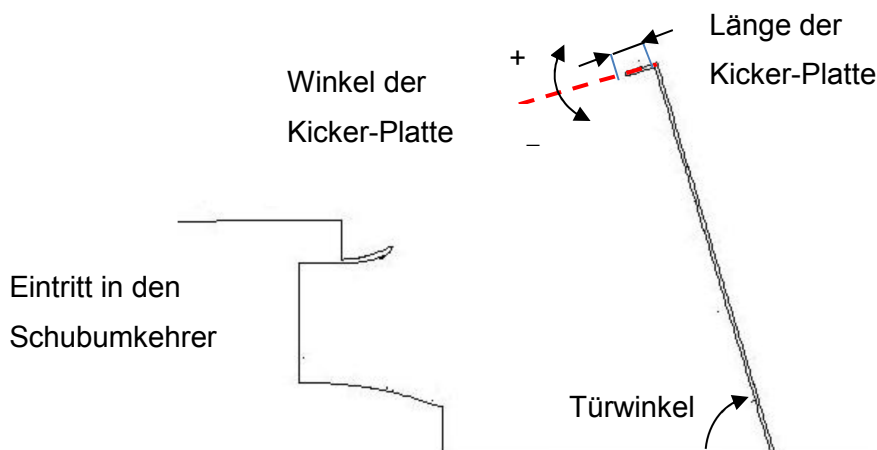


Abb. 4-5 Skizze des Schubumkehrers sowie Kennzeichnung der Parameter

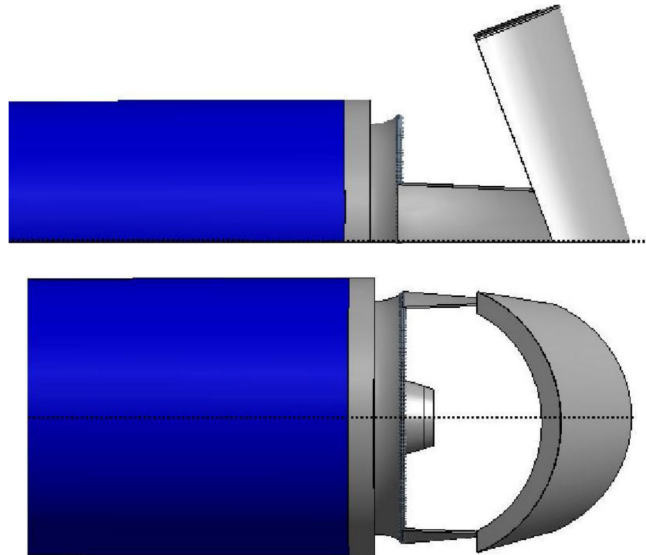


Abb. 4-6 Geometrisch vereinfachtes Modell des Schubumkehrers. Oben: Seitenansicht.
Unten: Draufsicht.

Bei den Rechnungen wurde festgestellt, dass die starke Vereinfachung der Geometrie einen großen Anteil der Strömung zur Seite entweichen lässt. Das hat zur Folge, dass kein Umkehrschub sondern ein sehr geringer Schub in Flugrichtung generiert wird. Dieser Effekt war bei allen untersuchten Geometrien zu beobachten, und die erzielten Werte für die Umkehrerffizienz sind sehr gering. Exemplarisch für die Ergebnisse der Parameterstudie sind die Änderungen der Umkehrerffizienz und des Durchflusskoeffizienten bei der Variation der Länge der Kicker-Platte in Abb. 4-7 gezeigt.

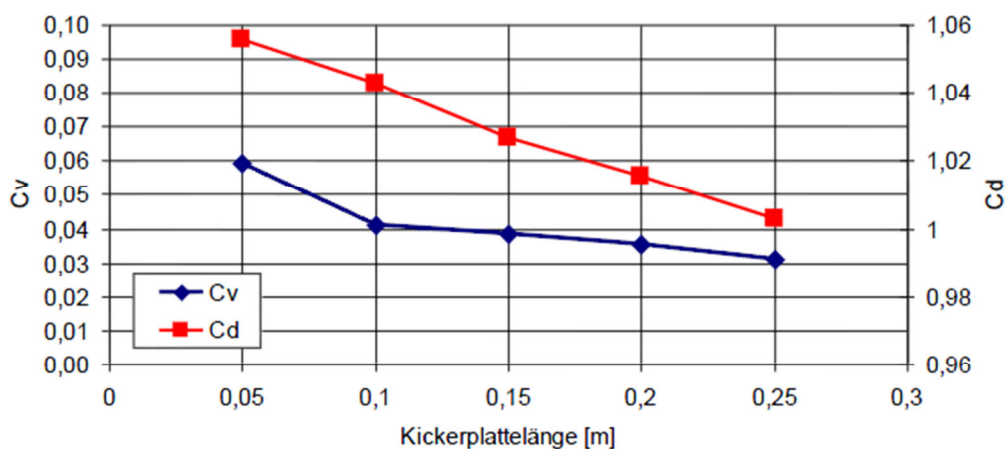


Abb. 4-7 Änderung der Leistungsfähigkeit des Schubumkehrers mit Änderung der Länge der Kickerplatte.

Aus Abb. 4-7 geht hervor, dass eine Verlängerung der Kicker-Platte eine gleichzeitige Verringerung der Umkehr-effizienz (C_v) und des Durchflusskoeffizienten (C_d) zur Folge hat. Beide Ergebnisse entsprechen der Erwartung. Der Durchflusskoeffizient sinkt, da die geometrische Fläche am Schubumkehreraustritt sinkt. Eine längere Kicker-Platte sollte eine stärkere Umlenkung entgegen der Fahrtrichtung bewirken und damit die Umkehr-effizienz erhöhen. Berücksichtigt man, dass die Umkehr-effizienz der Ausgangskonfiguration positiv ist, bedeutet ein Sinken der Umkehr-effizienz eine „Erhöhung“ des Umkehrschubs.

Die Ergebnisse wurden im Rahmen der 51st 3AF Conference on Applied Aerodynamics [2] veröffentlicht.

4.1.2.3 Gekoppelte Analysen am Schwenktür-Schubumkehrer

Verfahren zur Lösung aeroelastischer und aerothermischer Problemstellungen lassen sich in zwei Klassen unterteilen:

- Monolithische Verfahren
- Mehrfeldzerlegung

Monolithische Verfahren bilden aus den verschiedenen Problemfeldern ein Gleichungssystem, welches gelöst wird. Eine Mehrfeldzerlegung löst die einzelnen Felder - wie Strömungslösung und Strukturmechanik - in spezialisierten Lösern. Die Informationen wie Kräfte des Fluids auf die Struktur und die Deformation der Struktur werden ausgetauscht. Ein Beispiel für eine Mehrfeldzerlegung ist in Abb. 4-8 dargestellt.

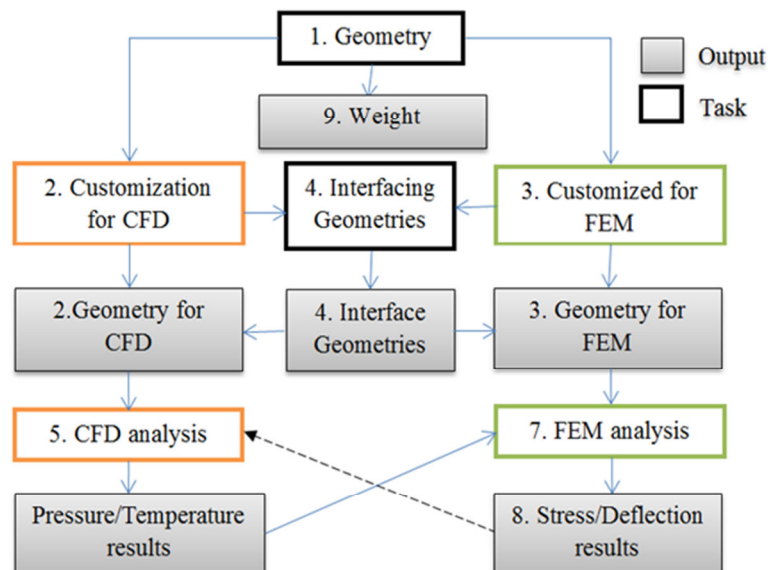


Abb. 4-8 Prozess-Diagramm für gekoppelte Analysen

Fluid-Struktur-Kopplung

Die kommerziell verfügbare Software ANSYS WORKBENCH erlaubt es, einen wesentlichen Teil des in Abb. 4-8 beschriebenen Prozesses – Schritt 5 bis Schritt 8 – umzusetzen.

Anwendungsfall Kaskadenschubumkehrer

Der Anwendungsfall zu Beginn des Projektes war ein Segment eines vereinfachten Kaskadenschubumkehrers, wie er bei Unterflügelanordnung von Triebwerken Verwendung findet. Dafür wurde ein repräsentatives parametrisches CAD-Modell eines Kaskadenschubumkehrers entworfen. Dieses beinhaltet nicht nur die Geometrie des Schubumkehrers, sondern auch zusätzliche Eigenschaften, die für die FEM-Analysen nötig sind. Im Rahmen der CAD-aufbereitung wurden auch die Flächen markiert, die für die Übertragung der aerodynamischen Lasten zur Strukturanalyse benötigt werden.

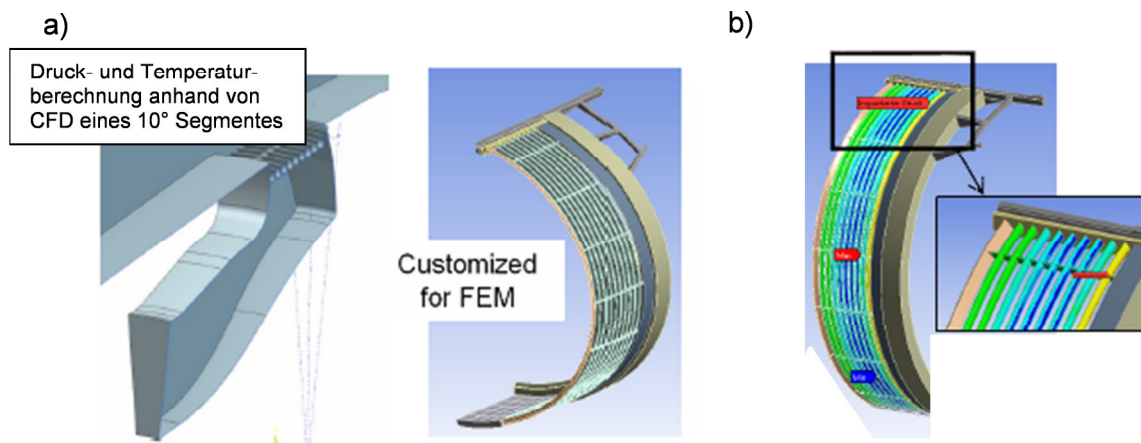


Abb. 4-9 Kaskadenschubumkehrer a) Segment des Kaskadenschubumkehrers b) Druckverteilung auf dem Strukturmodell

Um den Rechenaufwand zu reduzieren, wurde die Simulation für ein kleines Segment der Kaskaden (10° und 20°) durchgeführt. Das Druck- und Temperaturfeld wurde dann mit einem selbst geschriebenen Programm auf die verbleibenden 140° Kaskaden übertragen und als Input für die FEM Analyse genutzt.

Bei dieser Simulation wurden die aerodynamischen Lasten auf die Struktur übertragen und deren Verformung berechnet. Abb. 4-9a zeigt ein Schubumkehrer-Segment der Strömungssimulation, von welcher die Temperatur- und Druckverteilung auf der Oberfläche extrahiert wurde. Abb. 4-9b zeigt das Resultat der auf das Strukturmodell interpolierten Druckverteilung.

Die FEM Analyse der Kaskadenstruktur zeigt eine Verschiebung der unter Last befindlichen Schubumkehrer-Struktur von weniger als einem Millimeter. Aufgrund der geringen Verformung wurde für die nun geänderte Geometrie keine neue Strömungslösung berechnet. Dieser Ansatz wird im Folgenden als „unidirektional“ bezeichnet.

Die Ergebnisse dieser Untersuchungen wurden im Rahmen der Konferenz des „International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics“, veranstaltet von der Royal Aeronautical Society im Juni 2013 in Bristol (Großbritannien) [3], veröffentlicht. Neben den technischen Ergebnissen konnte in der Studie die Robustheit der kommerziellen Software ANSYS WORKBENCH hinsichtlich komplexer Geometrien getestet werden. Dabei konnten einige Schwierigkeiten identifiziert werden. Einige Beispiele sind:

- Ein hoher Bedarf an CPU Leistung und schnelle Datentransferraten, da in der Regel sehr große Datenmengen beziehungsweise Dateien verarbeitet werden müssen.
- Geringer Einblick in die im Hintergrund laufenden Datenprozesse innerhalb der WORKBENCH

Anwendungsfall Schwenktür-Schubumkehrer

In diesem Arbeitspaket wurde auch ein vollständiger Schwenktür-Schubumkehrer einer Triebwerksheckanordnung simuliert. Für diesen Anwendungsfall trifft man auf zwei neue Herausforderungen:

- Geometrische Übereinstimmung an den Kopplungsflächen zwischen dem Fluid- und dem Strukturproblem
- Strukturmodellierung des Schubumkehrers
- Strömungssimulation des kompletten Schubumkehrer ohne Annahme von Symmetriebedingungen

Der Schubumkehrer selbst besteht zu großen Teilen aus Faserverbundwerkstoffen (FVK) und stellt eine Herausforderung für die Strukturmodellierung dar. Ein solches Strukturmodell wurde für die tatsächliche Schubumkehrergeometrie von dem Gondel-Zulieferer erstellt.

Für den Transfer der aerodynamischen Lasten von dem Fluidgitter auf das Strukturgitter ist eine Übereinstimmung der Kopplungsflächen zu bevorzugen. Die Geometrie des Schubumkehrers wurde für die Erstellung des Netzes für das Strömungsproblem vereinfacht und weicht somit in Details von dem tatsächlichen Schubumkehrer ab. An diesen Stellen stimmen die Kopplungsflächen nicht überein. Um für die ersten Versuche Probleme mit dem Transfer der aerodynamischen Lasten auf das Strukturgitter zu verringern, wurde

beschlossen, ein generisches Strukturmodell auf Basis der vereinfachten Geometrie zu erstellen. Um die Komplexität der Strukturmodellierung zu verringern, sollte ein isotropes Materialverhalten modelliert werden. Um in einem späteren Schritt das Strukturmodell des Gondel-Zulieferers verwenden zu können, war die Erstellung eines Netzes für eine Strömungssimulation des gesamten Schubumkehrers notwendig. Auf diese Weise kann getestet werden, ob solch deutlich größere Fälle mit der ANSYS WORKBENCH simuliert werden können. Das Gitter, welches mit Hilfe der *Best-Practice*-Richtlinien erzeugt wurde, enthält 70 Millionen Zellen. Ein Schnitt durch das Gitter, der die Region des Düsensystems und der Schubumkehrertür vergrößert zeigt, ist in Abb. 4-10 auf der linken Seite zu sehen. Das Ergebnis der Simulation ist in Abb. 4-10 auf der rechten Seite abgebildet. Dort ist die Machzahlverteilung in einem Schnitt durch den Schubumkehrer dargestellt.

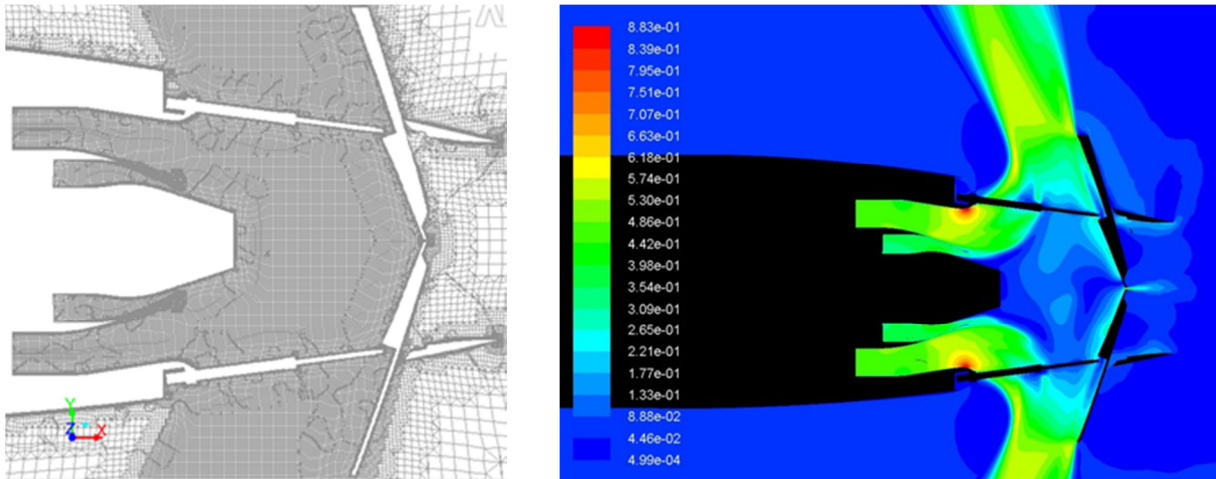


Abb. 4-10 Schnitt durch den Schubumkehrer. Links: Netz Rechts: Machzahlverteilung

Für ein generisches Strukturmodell des Schubumkehrers wurde ein aus einer Aluminiumlegierung bestehender Vollkörper angenommen. Hinsichtlich der Lagerung der TRU-Tür wurde angenommen, dass

- der Mischer und der Düsen-Konus,
- der Gondelkörper, also alle sonst statischen Teile der Gondel, vertreten durch den *Rear-Mount-Ring* (hinterer Triebwerksflansch am Ausgang des Nebenstroms) und
- sowie insgesamt 4 Flächen um den Drehpunkt der TRU-Türen,

zu sehen in Abb. 4-11, vollständig fixiert sind.

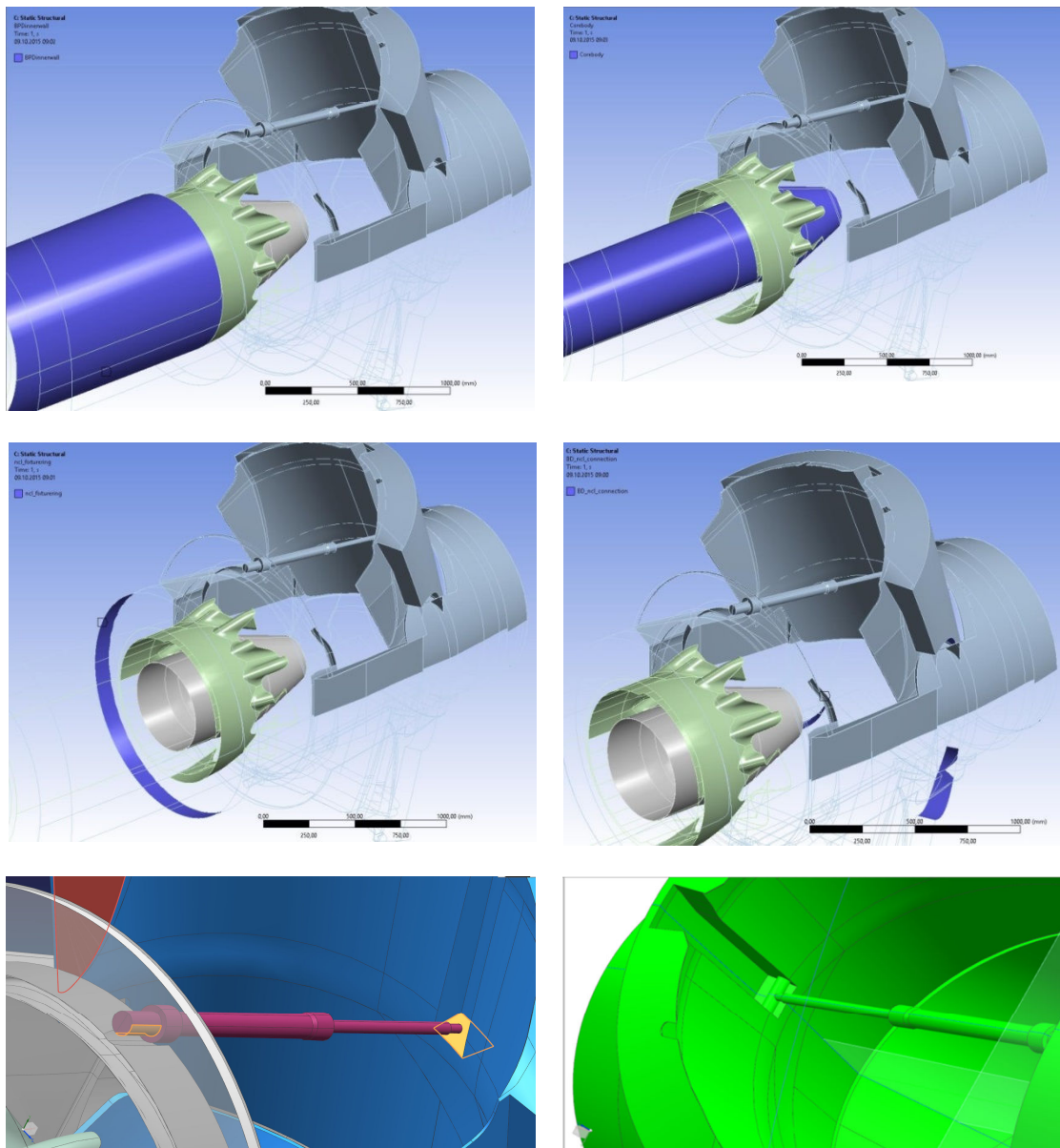


Abb. 4-11 Vollständige Fixierung der gezeigten Oberflächen.
Links Oben: Mixer/innere Wand des Nebenstromkanals. Rechts Oben: Düsenkonus.
Links Mitte: restliche Gondel, stellvertretend durch den Rear-Mount-Ring
Rechts Mitte: Drehpunktflächen der TRU-Türen Links Unten: fehlende Fixierung des
Aktuators. Rechts Unten: nachempfundene Anbindung Gondel – Aktuator – TRU-Tür

Die Anbindungen des Aktuators an die TRU-Tür und das Triebwerk waren in dem vereinfachten CAD-Modell nicht vorgesehen. Diese wurden strukturell dem realen Fall angeglichen.

Unidirektionale Kopplung mittels Ansys-WB

Das Vorgehen folgt den Schritten 5-8 in Abb. 4-8.

Die maximale Auslenkung eines Bauteils wurde in der äußersten Ecke der Seitenplatten festgestellt. Die Auslenkungen waren symmetrisch und betragen im Maximum 13,4 mm, siehe Abb. 4-12. Die maximalen relativen Verschiebungen traten jedoch im Bereich der Kicker-Plates auf. Die maximalen Verschiebungen, siehe rechts, sind zwar betragsmäßig groß, haben aber einen eher geringen Einfluss auf die Strömung, wohingegen die Verschiebungen der Kicker-Plates einen wesentlichen Einfluss auf die die Gondel verlassende Strömung haben dürfte. Eine Aussage über eine mögliche Oszillation kann nicht getroffen werden, da die Analysen statischer Natur waren.

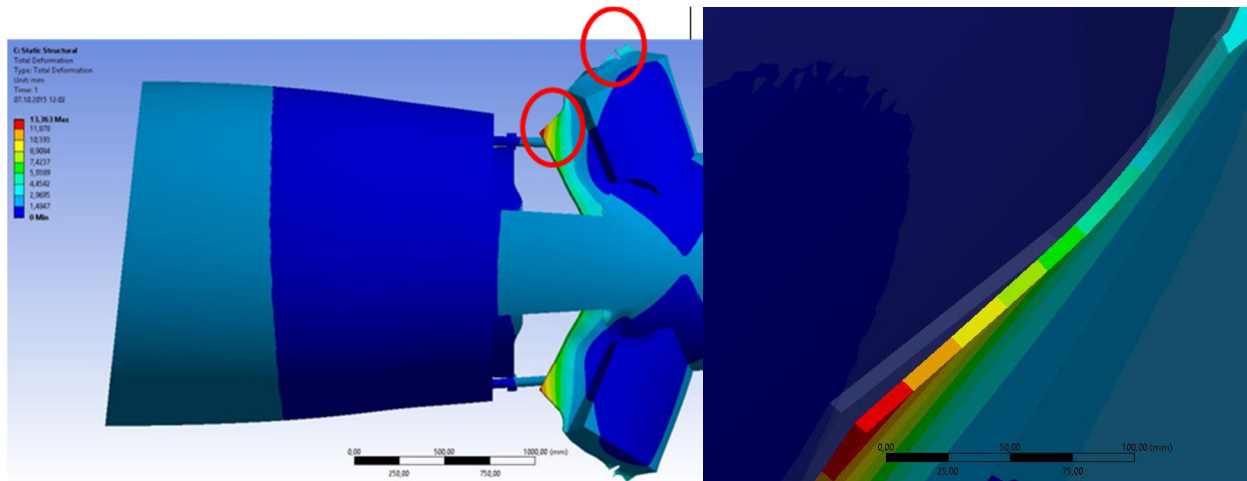


Abb. 4-12 Ergebnisse der Strukturanalyse: maximale Deformation

Die Deformation in der so genannten *Kickerplate* erscheint sehr hoch und deren Ursache wird Gegenstand weiterer Forschung sein.

Zusammenfassend lässt sich sagen, dass erfolgreiche erste Schritte unternommen wurden, um die ANSYS Workbench zur Simulation eines elastischen Schubumkehrers einzusetzen. Es treten jedoch immer noch zahlreiche Detailprobleme auf, die lokale Behandlungen benötigen und eine Erzeugung einer universellen Prozesskette erheblich erschweren.

Aerothermale Analyse

Bei Schwenktür-Schubumkehrern können insbesondere die Tür und der Aktuator hohen thermischen Lasten ausgesetzt sein, da Bereiche sehr hoher Gastemperaturen aus dem Kerntriebwerk direkt auf Verbundwerkstoffbauteile treffen können.

Hierbei wird die Materialtemperatur durch folgende Parameter beeinflusst:

- Betriebsdauer des Schubumkehrers
- Strömungstopologie innerhalb des Schubumkehrers (komplexer Nachlauf des Blütenmischers)
- Wärmeleitfähigkeit des Gases und der Tür bzw. dem Aktuator
- Anfangs- und Umgebungstemperatur

Bisher wird die Materialtemperatur, welche sich bei dem Betrieb des Schubumkehrers maximal einstellt, in einer späten Designphase experimentell bestimmt. Man verlässt sich auf Erfahrungen ähnlicher Triebwerkstypen. Notwendige Änderungen im Entwurf sind zu diesem Zeitpunkt jedoch nur noch mit großem Aufwand durchführbar. Um eine mögliche Materialschädigung frühzeitig erkennen zu können, wird die Anwendung multidisziplinärer Simulationen mittels der ANSYS WORKBENCH untersucht.

ANSYS 14 bietet zwei Möglichkeiten, einen aerothermalen Testfall zu simulieren:

- Monolithisches Verfahren, hier *conjugate heat transfer* genannt
- Mehrfeldzerlegung

Wie auch bei der Fluid-Struktur-Kopplung wurde auch bei der Lösung aerothermalen Problems der Mehrfeldzerlegung der Vorzug gegeben. Das Verfahren der Mehrfeldzerlegung für die Lösung des aerothermalen Problems ist in [3] wiedergegeben.

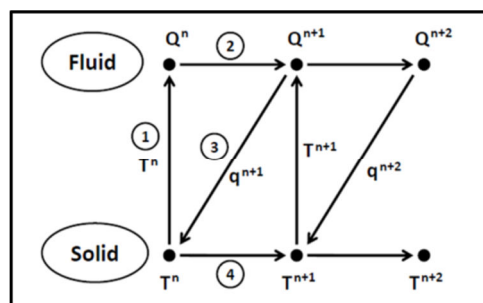


Abb. 4-13 Darstellung der Mehrfeldzerlegung für ein aerothermisches Problem [3]

Validierung anhand einer Düsenströmung

In einem ersten Schritt wurde ein stationärer aerothormaler Testfall betrachtet [5]. Hierbei handelt es sich um eine konvergent-divergente Düse. An der äußeren Kontur der Düse wird eine Temperaturverteilung vorgegeben. Die Düse wird von einem heißen Gas durchströmt, und die Temperaturverteilung auf der Innenseite der Kontur wird gemessen.

Eine umfangreiche Studie wurde mit dem monolithischen Verfahren durchgeführt. Ein Vergleich der numerischen mit den experimentellen Daten ergab eine gute Übereinstimmung, wie in Abb. 4-14 rechts dargestellt wurde. Mögliche Ursachen der verbleibenden Abweichungen sind Unsicherheiten in der Geometriedefinition, sowie Temperaturbereiche, wo Modellannahmen (z.B. konstante Prandtl-Zahl) nicht gültig sind.

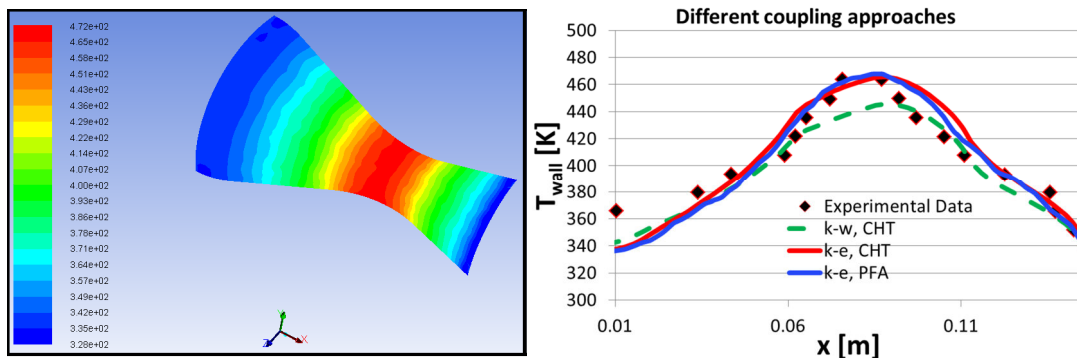


Abb. 4-14 Vergleich der berechneten mit der experimentell gemessenen Temperaturverteilung.

Das $k-\omega$ SST Turbulenzmodell, das *realizable* $k-\epsilon$ Turbulenzmodell und zwei verschiedene Kopplungsansätze wurden verwendet. Als nächstes sollen die erläuterten Kopplungsmethoden auf einen Schwenktür-Schubumkehrer angewendet werden.

Anwendungsfall Schubumkehrer

Die Simulationen des aerothormalen Verhaltens des Schubumkehrers deuten an, dass die Vernetzung der Struktur einen vernachlässigbaren Einfluss auf die berechnete Wandtemperatur ausübt. Ebenfalls ließ sich erkennen, dass die Konvergenz der Strömungslösung für die Konvergenz des gekoppelten Problems ausschlaggebend ist.

Nur die vom Triebwerksstrahl benetzten Flächen der Schubumkehrertür wurden für den Transfer von Wärmeströmen bzw. Wandtemperaturen benutzt. An den äußeren Flächen der Tür wurden konstante Temperaturen vorgegeben. Lediglich durch die Vorgabe dieser

Randbedingungen ließ sich das Wärmeleitungsproblem lösen, eine Kopplung von Fluid und Struktur über alle Flächen der Tür ergab unphysikalische Lösungen.

Der Vergleich der berechneten mit den gemessenen Temperaturen geschieht entlang der Linie T501-T515, s. Abb. 4-15. Es sind sowohl die Temperaturen, welche mit der Annahme adiabater Wände vorhergesagt werden, als auch die Lösung des aerothermalen Problems in Abb. 3 dargestellt. Es ist klar zu erkennen, dass eine Berücksichtigung der Wärmeleitung im Festkörper eine deutliche Verbesserung der Temperaturvorhersage zur Folge hat:

1. Die maximale Differenz zwischen Messwerten und Vorhersage sinkt von 32% auf 18%
2. Der Verlauf der Temperaturverteilung wird besser wieder gegeben

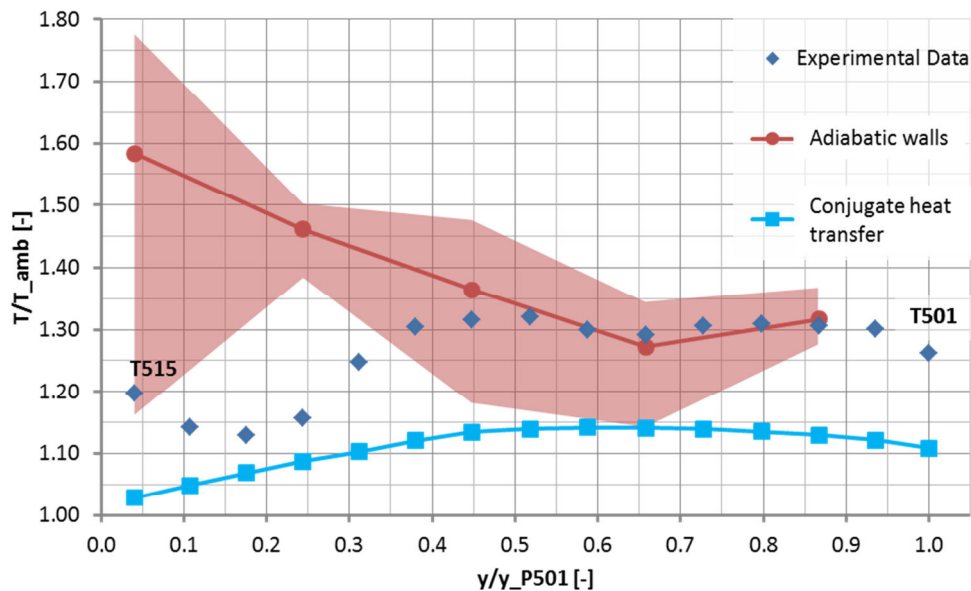


Abb. 4-15 Vergleich der statischen Temperatur von Experiment und Simulationen.

Trotz aller Verbesserungen sind die Abweichungen immer noch sehr groß. Mögliche Ursachen für die Abweichungen liegen sowohl auf der Simulationsseite als auch auf Seiten des Experiments. So werden die größten Wärmeeinträge von der Strömung des Kerntriebwerks verursacht. Es ist daher entscheidend, die Kontaktpunkte zwischen der Struktur und dieser Strömung genau vorherzusagen. Schon die Simulationen mit adiabaten Wänden haben aber gezeigt, dass die Strömungstopologie nicht genau reproduziert wird. Weitere bisher noch nicht berücksichtigte Einflüsse sind:

1. Der Schubumkehrer ist nicht symmetrisch, so dass eine Simulation des gesamten Bauteils vorteilhaft wäre.
2. Es sollten alle Türflächen bei Transfer der Wärmeströme bzw. Temperaturen berücksichtigt werden.
3. Die Laufzeit der Experimente ist wahrscheinlich zu kurz, um eine aerothermisches Gleichgewicht zu erreichen. Daher werden auf lange Sicht transiente Vorgänge zu berücksichtigen sein.

4.1.3 Zusammenfassung

Im Themengebiet 1 wurde an der Erstellung einer Prozesskette gearbeitet, die eine multidisziplinäre Analyse und Optimierung ermöglichen sollte. Die Schwerpunkte lagen hier auf der Fluid-Struktur-Interaktion sowie der Fluid-Thermal-Interaktion.

Die Arbeiten haben gezeigt, dass schon die reine Simulation der Strömung durch den Schubumkehrer nach wie vor eine technische Herausforderung an die Simulationswerkzeuge darstellt. Die einzelnen Phänomene in der Strömung können getrennt voneinander von der Simulation hinreichend genau reproduziert werden. Bei der Verwendung von FLUENT 14 im Fall des Schubumkehrers lassen sich deutliche Unterschiede in der gemessenen und der berechneten statischen Druckverteilung beobachten.

Die Vorhersage von Materialtemperaturen mit Hilfe einer Fluid-Thermal-Kopplung konnte anhand eines Testfalls der Literatur erfolgreich demonstriert werden. Dieselbe Methode angewandt auf den Schubumkehrer lässt deutliche Unterschiede zwischen dem Experiment und der Simulation erkennen. Mögliche Ursachen liegen in nicht gemessenen thermischen Randbedingungen der Struktur sowie den Abweichungen zwischen gemessener und simulierter Strömungstopologie.

Anhand von zwei verschiedenen Konfigurationen konnte die Anwendung der ANSYS Workbench für die Fluid-Struktur-Interaktion getestet werden. Die ersten Schritte sehen vielversprechend aus, lassen aber noch keine Validierung zu, da im Falle des Schwenktür-Schubumkehrers zu große Vereinfachungen im Strukturmodell vorlagen.

Das größte Hindernis der multidisziplinären Analyse bzw. multidisziplinären Optimierung liegt in der Vorhersage der Strömung durch den Schubumkehrers selbst. Zukünftige Forschungen sollten sich dieser Thematik verstärkt zuwenden.

4.1.4 Referenzen TG1

- [1] Dennis, R.F., Tso, J., Margason, R.J.. Induced Surface Pressure Distribution of a Subsonic Jet in a Cross flow. In: AIAA Meeting Papers, AIAA Powered Lift Conference. Sanata Clara, USA, December 1-3, 1993.
- [2] Garcia-Garrido, J., Mundt, C.. Analysis of a Parametric Thrust Reverser Geometry. In: 51st 3AF International Conference on Applied Aerodynamics, Strasbourg, France, 2016
- [3] Q.Y. Liu, E.A. Luke, and P.Cinnella. *Coupling Heat Transfer and Fluid Solvers for Multidisciplinary Simulations*. Published in Journal of Thermophysics and Heat Transfer. Vol.19, No. 4, October-December 2005. Mississippi State University, Mississippi State, Mississippi 39762
- [4] A. R. Crowell, B. A. Miller, and J.J. McNamara. *Computational Modeling for Conjugate Heat Transfer of Shock-Surface Interactions on Compliant Skin Panels*. AIAA 2011-2017. Presented on 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. 4-7 April 2011, Denver, Colorado. Originally from Ohio State University, Columbus, OH, 43210, USA

4.2 TG2 – Akustische Ermüdung (*sonic fatigue*)

4.2.1 Einleitung und Zielstellung

Akustische Ermüdung – *Acoustic Fatigue* – entsteht durch auf die Struktur einwirkende Schalllasten, welche, insofern die Schallfrequenzen und die Struktureigenschwingungsfrequenzen harmonieren, die Struktur in ihren Eigenschwingungsformen anregen und dadurch bei hinreichender Lärmintensität ein Ermüdungsversagen durch Vibrationen verursachen können. Leichtbau-Schalenstrukturen mit geringen *out of plane* Biegesteifigkeiten sind besonders gefährdet, vor allem in direkter Nähe zu starken Lärmquellen. Hierzu zählen insbesondere Nacelle- und Nebenstromkanalkomponenten von Strahltriebwerken. Deshalb ist die Analyse der Schallermüdungsfestigkeit ein wichtiger Teil der Festigkeitsbewertung dieser Triebwerksstrukturen.

Schalllasten sind raum- und frequenzabhängige dynamische Drucklasten. Die Schallbelastung in Strahltriebwerken besteht sowohl aus diskreten Frequenzen als auch aus Breitbandlärm. Im Triebwerkseinlauf dominieren die Frequenzen des Fanumlafs, während im Kern und im Triebwerksaustritt v.a. breitbandiger Lärm vorherrscht [1]. Weitere Lärmquellen und die Reflexion an vielen Oberflächen lässt die Annahme einer breitbandigen willkürlichen dynamischen Druckbelastung zu.

Eine der ersten und noch immer verbreitet angewendeten Methoden zur Verformungsanalyse von Platten- und Schalenstrukturen unter willkürlicher – *random* – Schalldrucklast wurde von Miles entwickelt [2]. Hierbei wird die Schallbelastung als räumliche dynamische random Drucklast in Form des Schalldruckspektrums an der Eigenfrequenz einer Platte abgebildet. Lediglich die fundamentale Eigenschwingungsform der Platte wird berücksichtigt. Zudem ist die Drucklast räumlich konstant. Dies kann nur dann angenommen werden, wenn die Wellenlänge der Schallfrequenz deutlich größer als die Wellenlänge der angeregten Eigenschwingungsform. Der *Miles*-Ansatz wird daher im Rahmen des Projekts nicht weiter betrachtet. Weiterführende Informationen sind in u.a. in [2], [3], [4] zu finden.

Die *Blevins*-Methode ist eine Erweiterung des *Miles*-Ansatzes unter Einbeziehung höherer Eigenschwingungsformen und räumlich endlicher Schalldruckwellen durch die analytische Korrelation der Struktur-Eigenschwingungsformen mit den frequenzabhängigen Schallwellen [1]. Die Methode ist vornehmlich für die Analyse separiert angeregter Moden von

plattenartigen Strukturen bzw. plattenartiger Eigenschwingungsformen geeignet und wird im Rahmen des Projekts näher betrachtet.

Im Rahmen des Projekts wird eine Alternative zu den analytischen Ansätzen von Miles und Blevins vorgestellt, die einzig auf Finite Elemente Analysen basiert. Dabei wird die Schallbelastung, wie bereits von Blevins vorgeschlagen [1] und von Cunningham aufgegriffen [6], als wandernde Druckwelle betrachtet. Die Wellen werden durch raum- und frequenzabhängige komplexe Drucklasten auf der angeregten Oberfläche simuliert. Zudem wird nicht jeder Mode separiert analysiert, sondern die Strukturantwort über den gesamten relevanten Frequenzbereich. Hierzu wird die Phasenverschiebung der dynamischen Drucklast als Funktion der Ortskoordinate und des Frequenzbereichs ermittelt und in der FE-Analyse aufgebracht. Die Druckamplitude wird als Einheitslast definiert und die berechnete Strukturantwort wird anschließend mit dem Schalldruck-Spektrum skaliert. Die Analysen werden mithilfe von MSC.Patran, MSC.Nastran und MSC-Random durchgeführt.

4.2.2 Durchgeführte Arbeiten und Ergebnisse

4.2.2.1 Methodenbeschreibung

Blevins-Methode

Mit der Blevins-Methode wird die RMS-Spannung $\sigma_{n,rms}$ in einer durch Schalldruck belasteten Struktur durch Skalierung der Eigenschwingungsformen mithilfe einer analytischen Formulierung berechnet [1]:

$$\frac{\sigma_{n,rms}}{\sigma_{n,modal}} = \sqrt{\frac{\pi f_n G_p(f_n)}{4 \xi_n p_{nc}^2}} \quad \text{Gl. 4-1}$$

Zunächst werden eine Modalanalyse durchgeführt, die schalldruckrelevanten (insbesondere plattenartigen) Moden identifiziert und die kritischen modalen Spannungen $\sigma_{n,modal}$ ermittelt. Der Modaldruck (Gl. 4-2) am Referenzpunkt wird durch eine analytische Näherung ermittelt, bei welcher die Druckverteilung mit der modalen Verformung harmonisiert. Am Referenzpunkt wird der Modaldruck dem Schalldruck gleichgesetzt. Der Referenzpunkt ist üblicherweise im Bereich der maximalen Auslenkung des analysierten Modes u_n .

$$p_{nc} = \rho h (2\pi f_n)^2 u_n \quad \text{Gl. 4-2}$$

Das Breitband-Schalldruckspektrum bei konstantem Pegel innerhalb des Bandes ist gegeben zu:

$$G_p(f_c) = \frac{p_{rms}^2}{(f_2 - f_1)} \quad \text{Gl. 4-3}$$

Die Bandmittenfrequenz wird am nächsten zur analysierten Eigenfrequenz gewählt. Wenn der Schalldruck bei 1 Hz Bandbreite gegeben ist, vereinfacht sich Gl. 4-3 zu:

$$G_p(f_c) = p_{rms}^2 \quad \text{Gl. 4-4}$$

Der RMS-Schalldruck ist gegeben zu:

$$p_{rms} = p_{ref} 10^{\frac{SPL}{20}} \quad \text{Gl. 4-5}$$

Die Schalldruckpegel sind üblicherweise als 1/3-Oktavbandpegel gegeben. Nach [7] kann dann der Schalldruckpegel für 1Hz Bandbreite ermittelt werden, oder vereinfacht zu:

$$SPL = SPL_{1/3} - 10 \log_{10}(0.232f_c) \quad \text{Gl. 4-6}$$

Schließlich werden die RMS-Spannungen mit der Ermüdungsfestigkeit verglichen. Ermüdungsfestigkeitskennwerte unter Random-Belastung sind insbesondere in [8], [9] zu finden.

Die Blevins-Methode eignet sich gut für plattenartige Strukturen oder plattenartige Schwingungsmoden. Je stärker die analysierten Eigenschwingungsformen von reinen Plattenmoden abweichen, umso konservativer und unrealistischer werden in der Regel die berechneten Verformungen und Belastungen. Zudem wird jede Schwingungsmode separat analysiert und anstatt die Strukturantwort der willkürlichen Schalldruckbelastung im gesamten Frequenzbereich.

Random Acoustic Fatigue Response FE-Analyse

Die im Rahmen des Projekts entwickelte Methode kombiniert zwei Analyseansätze:

- 1) Simulation der Schalldrucklast als wandernde Druckwellen und Berechnung der Strukturantwort durch Forced Response FE-Analysen
- 2) Random-Analyse der Strukturantwort über den gesamten relevanten Frequenzbereich

Simulation des Schalldrucks als wandernde Druckwellen

Die Simulation des Schalldrucks als linear wandernde Druckwellen wurde bereits von Blevins vorgeschlagen [1]. Jedoch wird die analytische Berechnung erheblich komplizierter als im vorherigen Kapitel beschrieben. Die Simulation mithilfe der FEM bietet sich an, insbesondere auch deshalb, da für die Blevins-Methode zumeist FE-berechnete Eigenmoden verwendet daher und ein FE-Modell für beide Methoden erforderlich ist. Der Mehraufwand bei der Modellierung ergibt sich nur durch die Lastdefinition als wandernde Druckwellen.

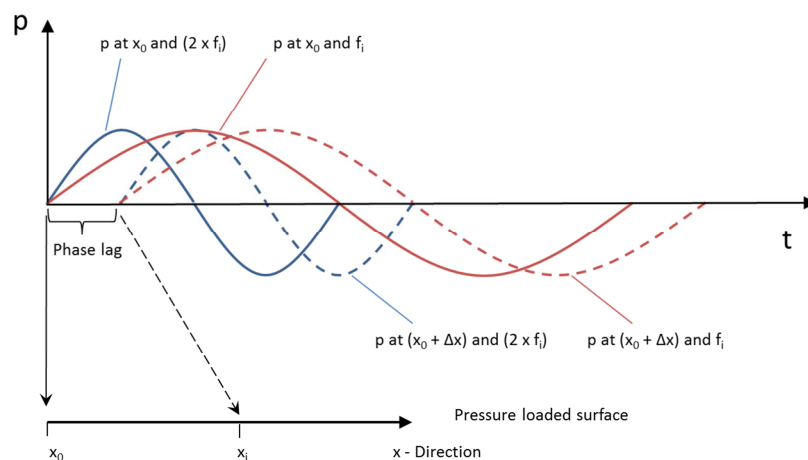


Abb. 4-16 Definition der wandernden Druckwellen

Abb. 4-16 veranschaulicht das Prinzip der Drucklastdefinition, vorgeschlagen in ähnlicher Form auch von Cunningham zur Analyse von akustisch belasteten Sandwichstrukturen [6]. Verlaufen die dargestellten Druckwellen entlang der x-Koordinate der Oberfläche des schallbelasteten Bauteils, kann der orts- und frequenzabhängige Druck wie folgt definiert werden:

$$p(f, x) = p_0 e^{i\varphi(f, x)} \quad \text{Gl. 4-7}$$

$$\varphi(f, x) = \varphi_0 + f \left(\frac{x * 360^\circ}{c} \right) \quad \text{Gl. 4-8}$$

Die Drucklastamplitude wird als Einheitslast für die gesamte Oberfläche über den gesamten Frequenzbereich definiert, um die sich der Strukturanalyse anschließende Random-Analyse zu vereinfachen. Die Phasenverschiebung hängt sowohl von der Frequenz als auch von der x-Koordinate auf der Bauteiloberfläche ab. Theoretisch müsste für jedes belastete Element eine frequenzabhängige Phasenverschiebung definiert werden. Um den *Preprocessing*- und Analyseaufwand zu reduzieren, werden die Elemente mithilfe einer wählbaren Toleranz hinsichtlich ihrer x-Koordinate in Bereiche mit einheitlicher Phasenverschiebung gruppiert. Für jede Elementgruppe wird mithilfe der dynamischen NASTRAN-Lasttabelle die frequenzabhängige Phasenverschiebung definiert. Der gesamte Lastdefinitionsprozess ist mithilfe der PATRAN Command Language in einem automatisierten Tool zusammengefasst, ohne welches die Methode praktisch nicht anwendbar wäre.

Random-Analyse

Mithilfe der im letzten Kapitel beschriebenen *Forced Response* FE-Analyse wird die frequenzabhängige Strukturantwort in Form von Verformungen, Spannungen und Dehnungen unter Einheitslast berechnet. Die Ergebnisse, auch bezeichnet als Transferfunktion $H_\sigma(f)$, werden quadriert und mit dem Schalldruckspektrum $G_P(f)$ skaliert. Das Schalldruckspektrum wird mithilfe des üblicherweise verwendeten Schallpegelspektrums $G_{SPL}(f)$ ermittelt:

$$G_P(f) = p_{ref}^2 * 10^{\frac{G_{SPL}(f)}{10}} \quad \text{Gl. 4-9}$$

$$G_\sigma(f) = [H_\sigma(f)]^2 * G_P(f) \quad \text{Gl. 4-10}$$

Der Referenzdruck p_{ref} ($2 * 10^{-5}$ Pa) wurde bereits im vorherigen Abschnitt erläutert. Als Ergebnis werden die PSD-Spannungskurven an den kritischen Stellen berechnet, woraus schließlich die RMS-Spannungen im relevanten Frequenzbereich f_1 bis f_2 ermittelt werden:

$$\sigma_{rms} = \sqrt{\int_{f_1}^{f_2} G_\sigma(f) df} \quad \text{Gl. 4-11}$$

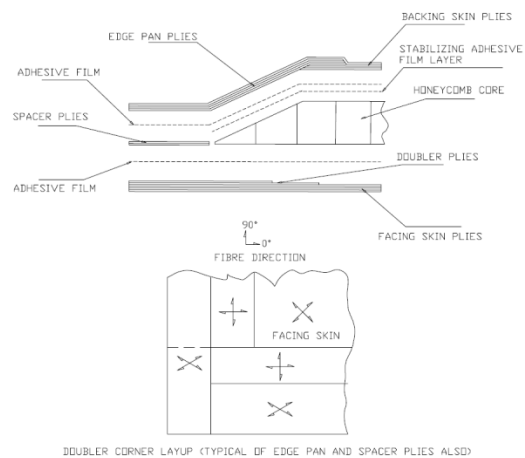
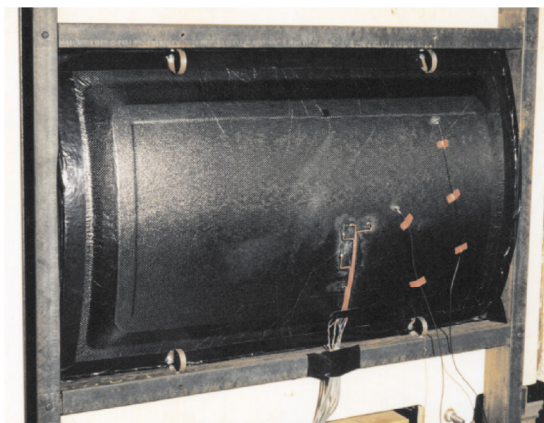
In gleicher Weise wie die oben aufgeführten PSD- und RMS-Spannungen können auch die Verformungen oder Dehnungen berechnet werden. Die Berechnungen nach Gl. 4-10 und Gl. 4-11 werden mithilfe von MSC.Random automatisiert durchgeführt.

Die RMS-Spannungen werden schließlich analog zur Blevins-Methode mit den entsprechenden RMS-Ermüdungsfestigkeiten verglichen.

4.2.2.2 Analyse von Sandwichschalen im *Progressive Wave Tube Test*

Um die im vorherigen Abschnitt erläuterte *Random Acoustic Fatigue Forced Response FE-Analyse* zu validieren, wurden Schallermüdungsexperimente an Sandwichstrukturen im *Progressive Wave Tube Test* nachgerechnet. Hierzu wurde auf Experimente von Cunningham et al. zurückgegriffen [5], da für diese Experimente sowohl die Schallbelastung als auch die dazugehörigen Verformungen in Form von Dehnungen an verschiedenen Positionen auf den Sandwichplatten gemessen wurden.

Probenbeschreibung



Layer	Number of plies	Ply orientation
Facing skin	4	$[0/45]_s$
Doublers	2	$[0/30]$
Spacers	2	$[0_2]$
Edge pan	3	$[0/45/0]$
Backing skin	4	$[0/45]_s$

Abb. 4-17 Sandwichschalen im Schallermüdungsversuch [5]

Vier unterschiedliche gekrümmte Sandwichschalen wurden in der Versuchsreihe getestet, zwei wurden für die hier durchgeführte Methodenvvalidierung näher betrachtet (Panel 1 und Panel 2). Die Schalen sind 912 mm lang (x-Richtung = Wellenausbreitungsrichtung) und

525 mm breit. Sie haben einen Krümmungsradius von 1000 mm in y-Richtung. Der Krümmungsradius in x-Richtung beträgt bei Panel 1 und bei 1200 mm bei Panel 2. Die Sandwichschalen und der Laminataufbau sind in Abb. 4-17 aufgeführt. Eine detaillierte Beschreibung ist in [5] zu finden.

Versuchsaufbau

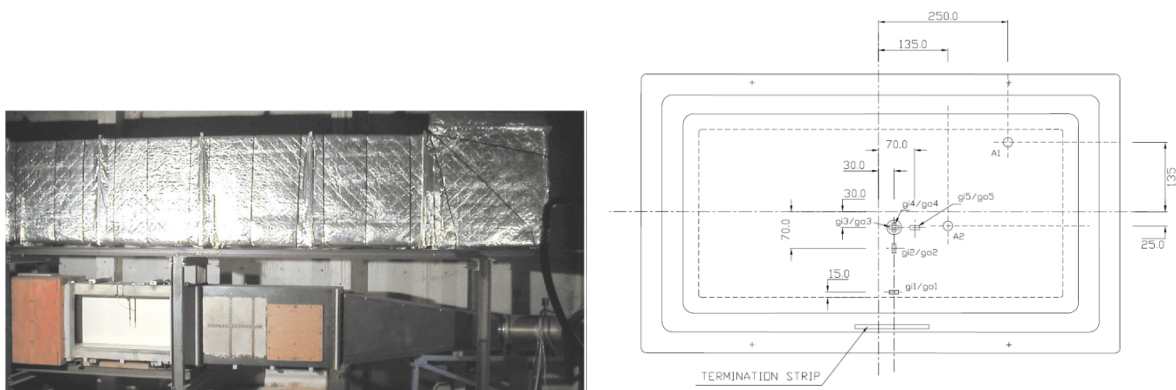


Abb. 4-18 Versuchsanlage und Anordnung der Dehnmessstreifen [5]

Abb. 4-18 zeigt die *Progressive Wave Tube* Versuchsanlage und die Anordnung der Dehnmessstreifen auf den Sandwichprobenober- und -unterseite. Die Prüfkörper sind auf eine seitliche Öffnung an den Versuchskanal montiert, durch welche die Schallbelastung, erzeugt durch einen Schallmodulator, geleitet wird. Neben dem Schallpegel direkt auf dem Prüfkörper wurden auch die Dehnungen an verschiedenen Stellen gemessen. Schallpegel zwischen 140 und 160 Hz wurden induziert. Frequenzen zwischen 60 und 600 Hz wurden berücksichtigt. Detailliertere Informationen sind in [5] zu finden.

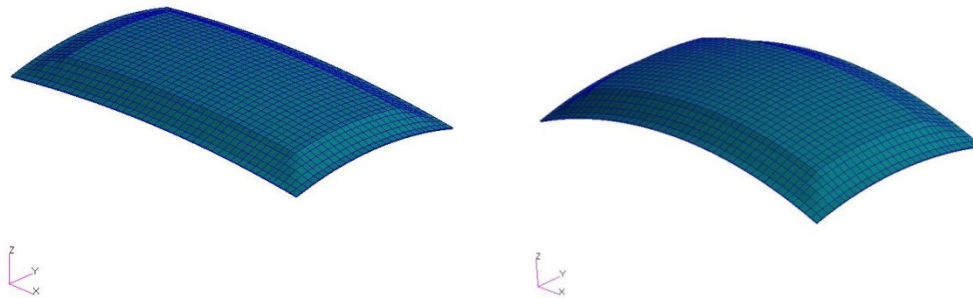
FE-Analyse

Abb. 4-19 FE-Modelle der Sandwichschalen 1 (links) und 2 (rechts)

Für die Analysen wurde ein 2D-Modellierungsansatz gewählt, bei welchem das komplette Sandwich in einem Eigenschaftsset definiert wird. Die analysierten Modelle sind in Abb. 4-19 gezeigt. Wie in [6] vorgeschlagen sind die Befestigungen der Schalen an den Schallkanal durch Federelemente simuliert. Die Modellierung der wandernden Druckwellen sowie die Random-Analysetechnik wurden wie im vorherigen Kapitel beschrieben angewendet.

Layer	Thickness (m)	Elastic modulus (Pa)		Shear modulus (Pa)				Density (kg/m ³)	Poisson ratio
		E_{11}	E_{22}	E_{33}	G_{12}	G_{xz}	G_{yz}		
CFRP	0.25e-3	57.93e9	57.93e9	—	3.7e9	—	—	1518.0	0.04
Honeycomb	19.0e-3	0	0	120e6	0	35e6	20e6	48.0	—

Tab. 4-2 Materialeigenschaften der Sandwichschalen [5]

Tab. 4-2 zeigt die verwendeten Materialeigenschaften.

Ergebnisse

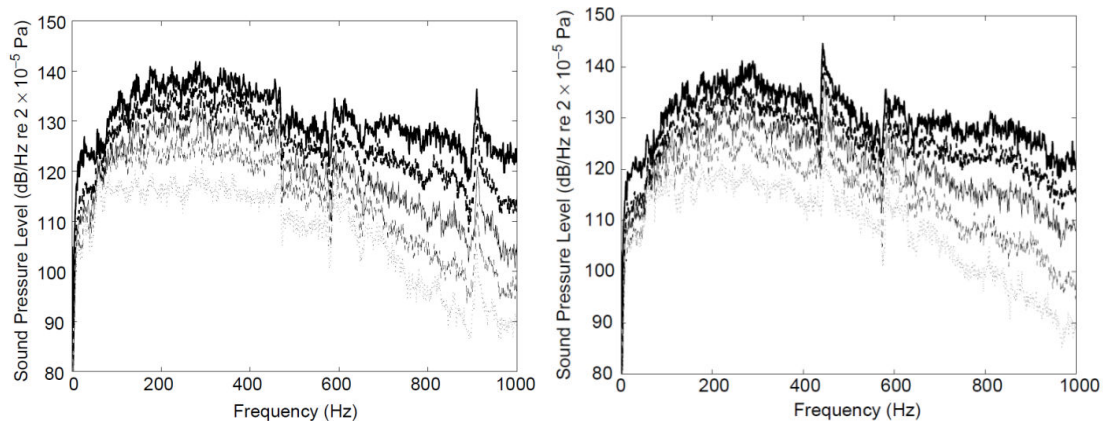


Abb. 4-20 Gemessene Schallpegelspektren auf Schale 1 (links) und 2 (rechts) [5]

Abb. 4-20 zeigt die gemessenen Schallpegelspektren [5]. Die unterschiedlichen Linientypen repräsentieren die verschiedenen Schallpegel des Schallmodulators zwischen 140 und 160 db. Nur die durchgehende Linie (160 dB) wurde für die vorgestellten Analysen berücksichtigt. Die Schallpegelspektren wurden nach Gl. 4-9 in die Schalldruckspektren umgerechnet. Die gemessene und zur Analyse verwendete Dämpfung beträgt 1.1% (210 Hz) und 0.9% (354 Hz) bei Schale 1 sowie 1.2% (163 Hz) und 0.84% (331 Hz) bei Schale 2 [5].

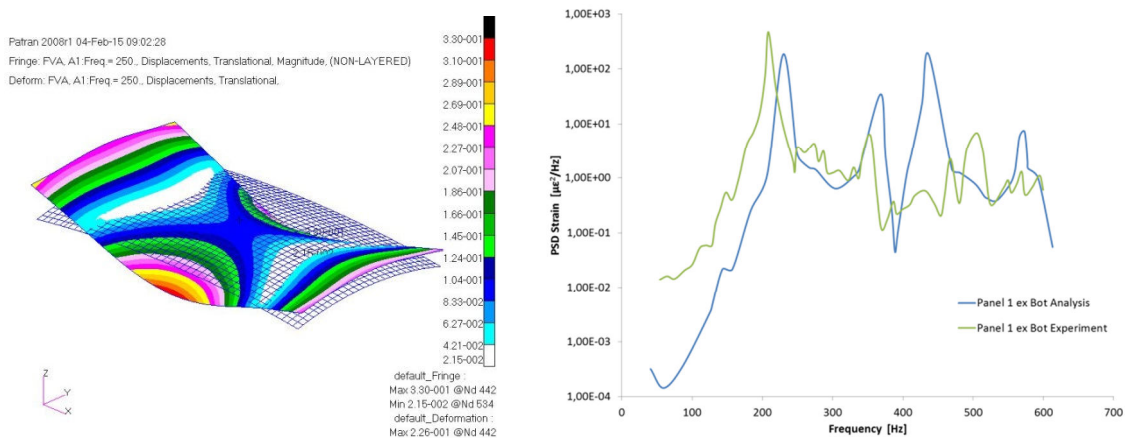


Abb. 4-21 Erste Biege-Eigenform (links) und PSD-Dehnung (rechts) von Schale 1

Abb. 4-21 (rechts) zeigt die gemessene [5] und die hier simulierte PSD-Dehnung in Schalenlängsrichtung auf der Schalenoberseite. Obgleich die gemessenen und berechneten Dehnungen auf dem gleichen Niveau liegen, ergeben sich teils signifikante Unterschiede bei verschiedenen Frequenzen. Die berechnete Eigenfrequenz der ersten Biege-Eigenform liegt ca. 10 Hz über der experimentell ermittelten Frequenz. Bei ca. 450 Hz ist die analysierte Strukturantwort deutlich höher als gemessen. Auch mit Variation verschiedener Modellierungsparameter konnten diese Unterschiede nicht signifikant vermindert werden.

Dabei ist jedoch zu beachten, dass sowohl die Analyse-Eingabedaten als auch die gemessenen Ergebnisse nicht in Originalform zur Verfügung standen, sondern aus der Veröffentlichung extrahiert wurden. Hierdurch ist eine tiefgehende Analyse der Unterschiede nicht möglich.

Hingegen stimmt die über den betrachteten Frequenzbereich nach Gl. 4-11 errechnete RMS-Dehnung ($64 \mu\epsilon$) sehr gut mit dem gemessenen Wert ($67 \mu\epsilon$) überein.

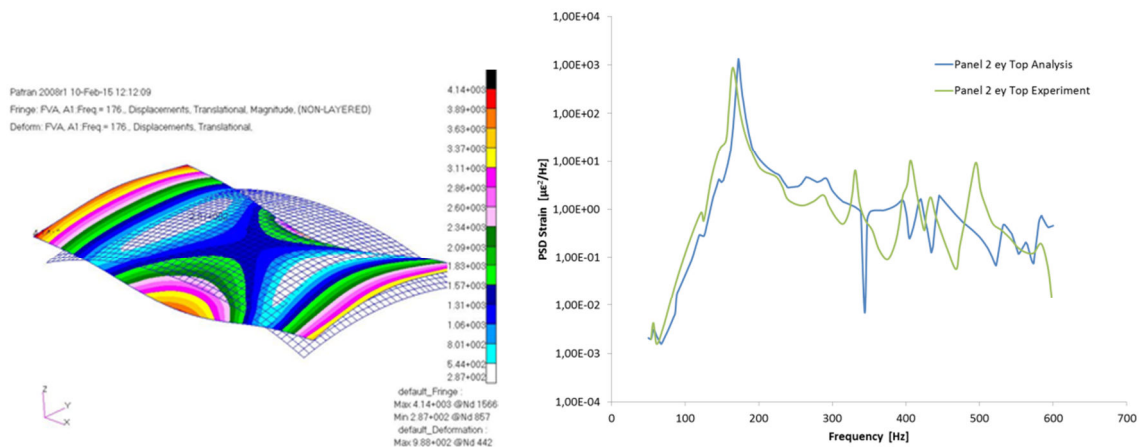


Abb. 4-22 Erste Biege-Eigenform (links) und PSD-Dehnung (rechts) von Schale 2

In Abb. 4-22 ist zu erkennen, dass bei Schale 2 die simulierten PSD-Dehnungen deutlich besser mit den Messungen übereinstimmen. Dennoch ergeben sich Abweichungen bei höheren Moden über 350 Hz. Zudem ist bei Schale 2 die Diskrepanz zwischen berechneter ($96 \mu\epsilon$) und gemessener ($60 \mu\epsilon$) RMS-Dehnung deutlich größer als bei Schale 1.

Insgesamt zeigen die berechneten und gemessenen Ergebnisse eine gute Übereinstimmung, insbesondere vor dem Hintergrund der stark limitierten Eingabe- und Messdaten.

4.2.2.3 Analyse eines Verkleidungsbauteils im Triebwerksnebenstromkanal

Nach der Analyse der Sandwichschalen im *Progressive Wave Tube* Test wurde die Forced Response FE-Methode nun auf eine reale Triebwerkskomponente angewendet. Hierzu wurde ein Verkleidungsbauteil gewählt, welches die Versorgungsleitungen zwischen Triebwerkskern und Nacelle im Nebenstromkanal schützt und durch seine Bauweise recht gut mithilfe der Blevins-Methode bewertet werden kann.

Bauteilbeschreibung

Das Verkleidungsbauteil, gezeigt in Abb. 4-23, ist ein aus verschiedenen Titanlegierungen gefertigter Quader, dessen Vorderseite durch einen Halbzylinder geformt und dessen Hinterseite offen ist. Die Seiten in Triebwerksinnen- und -außenrichtung sind nicht verschlossen. Das Bauteil besteht aus einer 0.9 mm dicken Außenhaut, die durch vier 1.25 mm dicke U-Stützen in Form gehalten wird. Zwischen den Stützen und der Außenhaut sind zusätzliche Doppler zur besseren Lastverteilung eingefügt. Auf der Oberseite ist ein 1.2 mm dicker Flansch angeschweißt über welchen die Verkleidung an den Nebenstromkanal montiert ist.

FE-Modellierung und Randbedingungen

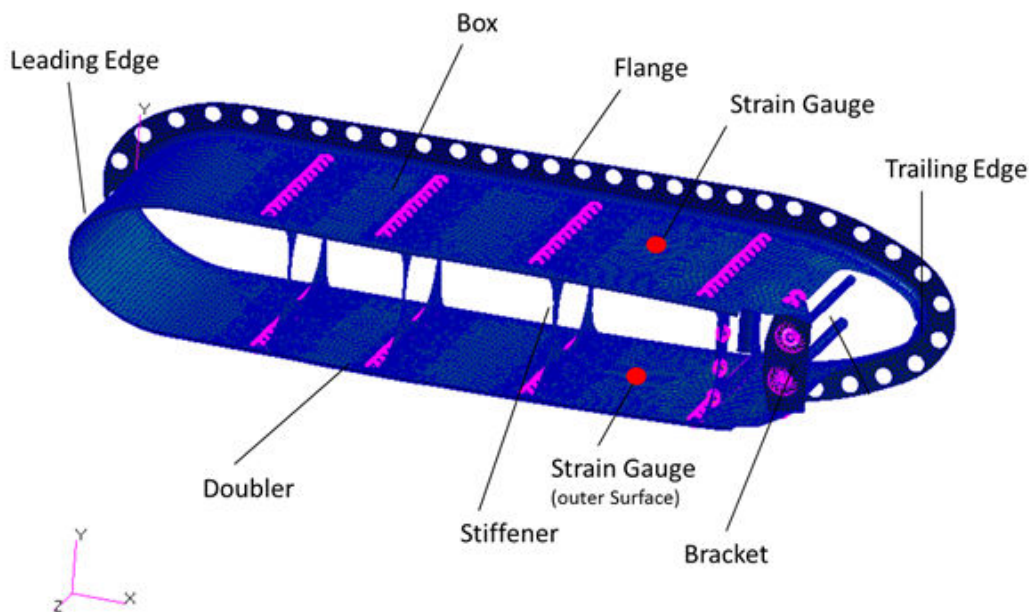


Abb. 4-23 Verkleidungsbauteil im Nebenstromkanal

Abb. 4-23 zeigt das FE-Modell des Verkleidungsbauteils. Aufgrund der dünnen Blechstruktur sind ausschließlich Schalenelemente verwendet worden. Die Verschweißung zwischen Außenhaut und Flansch sowie zwischen Außenhaut und Doppler sind durch RBE3-Verbindungselemente modelliert, die Vernietung zwischen Stütze, Doppel und Außenhaut mithilfe von Balkenelementen. Der an dem wesentlich steiferen Nebenstromkanal befestigte Flansch wurde für die Analysen komplett festgehalten. Die Kanten in Richtung Triebwerkskern sind in Längs- und Tangentialrichtung festgehalten.

Berechnung mit Blevins-Methode

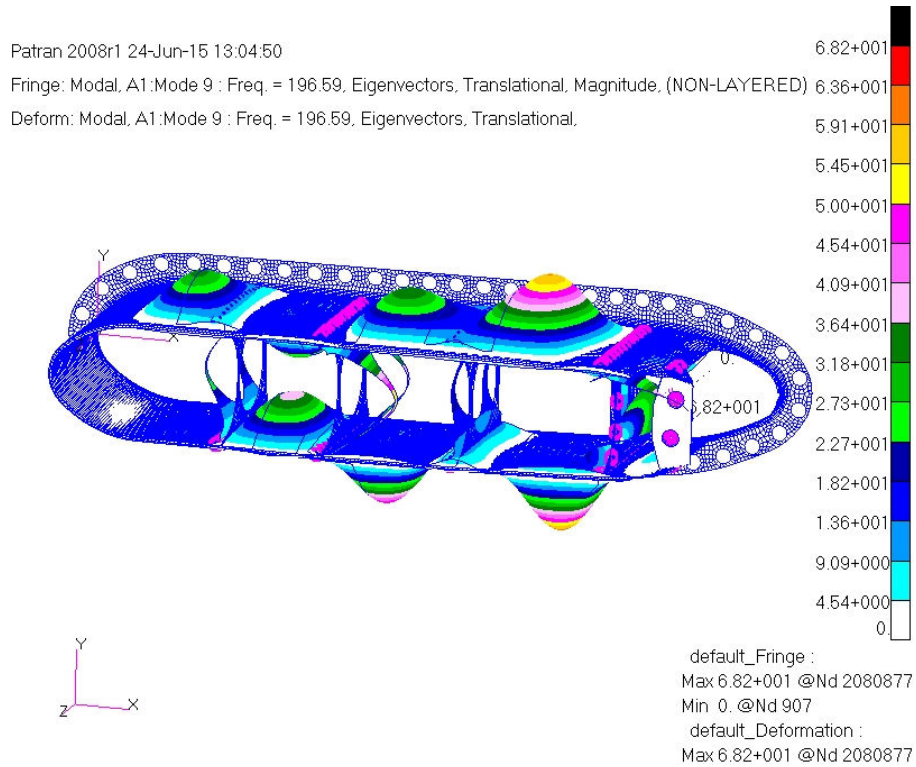


Abb. 4-24 Neunte Eigenschwingungsform des Verkleidungsbauteils

Die Schallermüdungsanalyse nach Blevins wurde wie oben beschrieben durchgeführt. Die Modalanalyse ergab viele Eigenschwingungsmoden, bei denen sich ein oder mehrere durch die Stützen getrennte Hautfelder in Dickenrichtung verformen, in Abb. 4-24 beispielhaft gezeigt für Mode 9. Diese Eigenschwingungsformen sind besonders anfällig für eine akustische Anregung, können jedoch gut mit der Blevins-Methode analysiert werden. Für alle analysierten Moden wurde 1.7% Dämpfung angenommen.

Mode	f_n	f_c	SPL _{1/3}	SPL	σ_{rms}	
					[MPa]	[MPa]
	[Hz]	[Hz]	[dB]	[dB]	Starboard	Port
3	147.	160	137.5	121.8	12.64	10.83
4	154.	160	137.5	121.8	13.05	6.53
5	155.	160	137.5	121.8	2.04	5.77
6	160.	160	137.5	121.8	1.08	12.87
7	180.	200	134.6	117.9	0.73	0.73
8	190.	200	134.6	117.9	1.93	6.22
9	197.	200	134.6	117.9	6.49	5.12
10	211.	200	134.6	117.9	3.45	2.61
11	221.	200	134.6	117.9	1.73	1.96
12	236.	250	140.5	122.9	9.43	8.85
13	254.	250	140.5	122.9	1.56	1.56
14	284.	315	142.3	123.7	2.86	3.37
15	286.	315	142.3	123.7	3.28	4.03
16	290.	315	142.3	123.7	3.99	2.24
18	296.	315	142.3	123.7	2.88	3.29
22	312.	315	142.3	123.7	7.16	8.30
24	325.	315	142.3	123.7	1.31	1.15
25	338.	315	142.3	123.7	3.06	5.48
26	344.	315	142.3	123.7	0.87	1.19
27	346.	315	142.3	123.7	0.55	0.48

Tab. 4-3 Ergebnisse der Blevins-Analyse des Verkleidungsbauteils

Tab. 4-3 zeigt die für die Analyse verwendeten Schallpegel zusammen mit den Berechnungsergebnissen der relevanten Eigenschwingungsformen. Als RMS-Ergebnisse sind nicht die maximalen Spannungen der einzelnen Moden aufgeführt, sondern die Spannungen in der Mitte des letzten Hautfeldes (siehe Abb. 4-23) in Längsrichtung. Diese Positionen werden zur Applikation von Dehnungsmessstreifen im späteren Triebwerkstest genutzt, in welchem die Struktur u.a. hinsichtlich ihrer Integrität unter Schallbelastung getestet wird. Die Ergebnisse zeigen insbesondere Mode 3, 4 und 6 mit den höchsten

Spannungen und im Allgemeinen die stärkste Strukturantwort bei den niederen Eigenschwingungsformen. Da die wenigsten Moden symmetrisch zur Längs-Vertikal-Ebene des Bauteils sind, ergeben sich auf beiden Seiten unterschiedliche Spannungen.

Berechnung mit *Random Forced Response Acoustic Fatigue FE-Analyse*

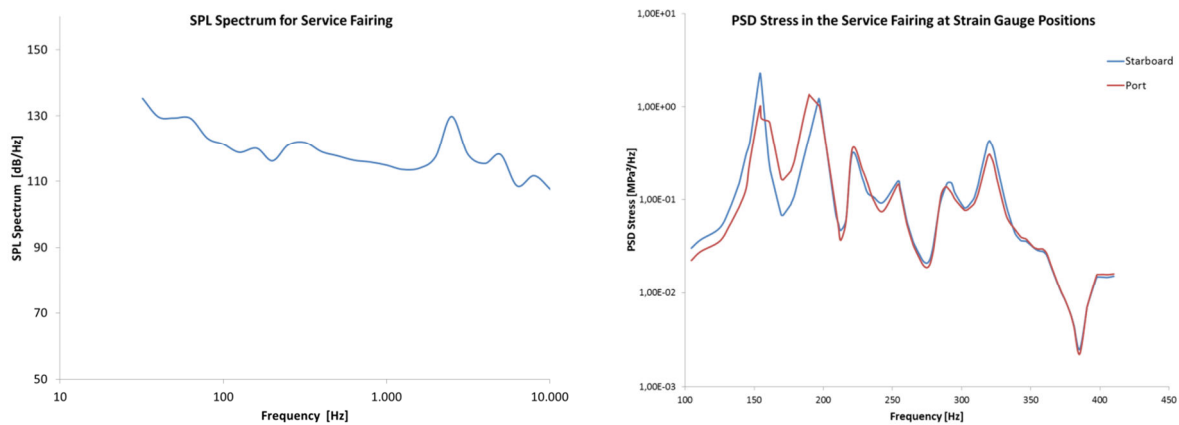


Abb. 4-25 Schallpegelspektrum (links) und PSD-Spannung (rechts) des Verkleidungsbauteils

Die *Random Forced Response Acoustic Fatigue* FE-Analyse wurde wie im Methodenabschnitt beschrieben durchgeführt. Die Schalldrucklast (Abb. 4-25 links) wurde auf die komplette Außenhaut aufgebracht, mit der gleichen x-abhängigen Phasenverschiebung auf beiden Seiten. Dennoch ist die Strukturantwort in Form der PSD-Spannung an den im vorherigen Abschnitt erläuterten Dehnungsmessstellen (Abb. 4-25) nicht symmetrisch zur Längs-Vertikal-Ebene des Bauteils. Die resultierende RMS-Spannung ergibt sich zu 7.1 und 7.2 MPa auf der rechten bzw. linken Seite.

Vergleich der RMS-Ergebnisse

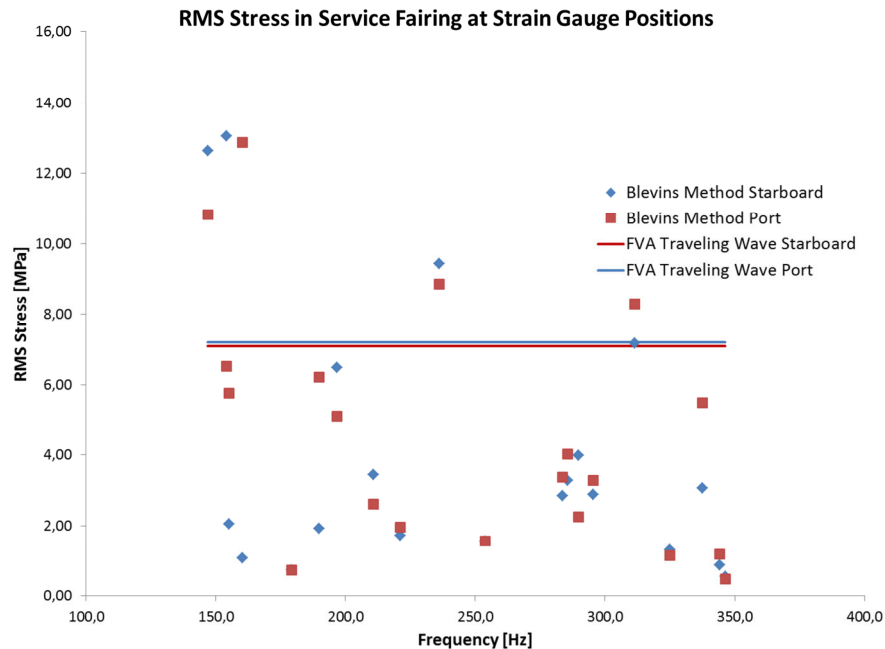


Abb. 4-26 RMS-Spannung im Verkleidungsbauteil

Abb. 4-26 zeigt die RMS-Spannungen im untersuchten Verkleidungsbauteil, berechnet mit der Blevins-Methode und mit der *Random Forced Response Acoustic Fatigue FE-Analyse*. Beide Methoden ergeben RMS-Spannungen auf einem insgesamt ähnlichen Niveau. Mit der Blevins-Methode wird die RMS-Spannung für jeden Mode separat berechnet, mit, wie im letzten Abschnitt erläutert, teils recht unterschiedlichen Ergebnissen. Die RMS-Spannungen der *Forced Response FE-Analyse* sind auf beiden Seiten nahezu gleich und liegen nahe dem Mittelwert der Blevins-Analyse. Die maximale Blevins-RMS-Spannung ist doppelt so hoch wie die RMS-Spannung der *Forced Response FE-Analyse*. Da bei der Anwendung der Blevins-Methode die höchste RMS-Spannung zur Festigkeitsbewertung verwendet wird, ergibt sich eine deutlich konservativere Auslegung als mit der *Forced Response FE-Analyse*.

Die Ergebnisse entsprechen den Erwartungen. Durch die idealisierte Druckverteilung bei der Blevins-Methode ergibt sich hier die stärkste Strukturanregung. Bei der *Forced Response FE-Analyse* sind die Schalldruckwellen realistischer abgebildet. Deshalb sind die Strukturanregung und die sich ergebenden Spannungen geringer.

4.2.3 Zusammenfassung

Ziel des Teilprojekts *Akustische Ermüdung* war die Entwicklung einer verbesserten Methode zur Bewertung der Ermüdungsfestigkeit von Triebwerksbauteilen unter Schallbelastung. Die bisher insbesondere für Nacelle-Strukturen etablierte Blevins-Methode basiert auf einem analytischen Ansatz, welcher die Anwendung vornehmlich auf plattenförmige Strukturen bzw. plattenförmige Eigenschwingungsformen erlaubt. Mit zunehmender Abweichung von derartigen Geometrien bzw. Eigenschwingungsformen tendiert die Methode zu stark konservativen Ergebnissen oder ist gar nicht anwendbar.

Die im Rahmen des Projekts vorgeschlagene und entwickelte Methode basiert auf einer *Random Fatigue* FEM-Analyse. Hierfür wurde ein Programm entwickelt, mit welchem die Schalldruckwellen als dynamische Einheitsdrucklasten mit orts- und frequenzabhängiger Phasenverschiebung für jedes Element und den gesamten analysierten Frequenzbereich automatisiert definiert werden können. Anschließend wird eine *Forced Response* FE-Verformungsanalyse durchgeführt. Basierend auf deren Ergebnissen wird schließlich mithilfe der spektralen Schalldruck-Leistungsdichte eine *Random*-Analyse durchgeführt, mit welcher die *rms* Verformungen bzw. Spannungen über den gesamten analysierten Frequenzbereich berechnet werden.

Ein Vergleich beider Methoden am Beispiel eines schallbelasteten Bauteils im Nebenstromkanal zeigt eine gute Übereinstimmung beider Verfahren. Dies entspricht den Erwartungen, da das Bauteil durch seine Bauweise grundsätzlich für die *Blevins*-Methode geeignet ist. Gleichzeitig werden die Vorteile der *Random*-Analyse offensichtlich. Bei einigen niederfrequenten Schwingungsmoden werden mit der *Blevins*-Methode deutlich höhere Spannungen berechnet, während verschiedene höherfrequente Moden sehr geringe Spannungen hervorrufen. Die *Random*-Analyse berücksichtigt alle Moden im relevanten Frequenzbereich entsprechend ihrer Anregung basierend auf der spektralen Schalldruck-Leistungsdichte.

Im Vorhaben war ursprünglich geplant, zur Validierung lediglich vorhandene Testdaten an einer ebenen Platte heranzuziehen. Mittlerweile ist auch ein abschließender Validierungstest vorgesehen. Dieser ist im Rahmen eines Triebwerkentwicklungstests geplant und wird nach Projektende durchgeführt.

4.2.4 Referenzen TG2

- [1] R. D. Blevins: An approximate method for sonic fatigue analysis of plates and shells, *Journal of Sound and Vibration* 129(1), 51-71, 1989.
- [2] J. W. Miles: On Structural Fatigue Under Random Loading, *Journal of the Aeronautical Sciences* 21(11) 753-762, 1954.
- [3] B. L. Clarkson: Review of Sonic Fatigue Technology, NASA-CR-4587, 1994.
- [4] P. R. Cunningham, R. G. White: A review of analytical methods for aircraft structures subjected to high-intensity random acoustic loads, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering* 218(3) 231-242, 2004.
- [5] P. R. Cunningham, R. G. White: Dynamic response of doubly curved honeycomb sandwich panels to random acoustic excitation. Part 1: Experimental study, *Journal of Sound and Vibration* 264(2003) 579-603, 2003.
- [6] P. R. Cunningham, R. S. Langley, R. G. White: Dynamic response of doubly curved honeycomb sandwich panels to random acoustic excitation. Part 2: Theoretical study, *Journal of Sound and Vibration* 264(2003) 605-637, 2003.
- [7] ESDU: Bandwidth Correction, Engineering Data Science Units 66016.
- [8] Engineering Sciences Data Unit, www.esdu.com.
- [9] IASB: Handbuch Struktur Berechnung, Luftfahrt-Technisches Handbuch, 2002. www.lth-online.de

4.3 TG3 – Strahlärmvorhersage - Isolierte und installierte Düsen

4.3.1 Einleitung und Zielstellung

Die großen Bypass-Verhältnisse der Triebwerke der nächsten Generation führen zu größeren Düsen und geringerem Abstand zum Flügel und den Klappensystemen. Damit steigt die Bedeutung der akustischen Installationseffekte. Um neben der aerodynamischen auch eine akustische Optimierung des Düsen-Flügel Systems zu erlauben, wurden im Projekt AeroStruct die Methoden zur Berechnung des Strahlärms verbessert und auf Installationseffekte erweitert. Es wurde an zwei Hauptmethoden parallel gearbeitet:

- **Methode 1: Akustische Analogien (PIANO/RPM) basierend auf RANS-Simulationen**

Die aero-akustische Analyse für das Vordesign basiert auf einer RANS-Lösung (CFD Code TAU), die hinsichtlich der Netzgenerierung und des Turbulenzmodell (RSM) besonders hochwertig ausgeführt werden muss.

Dafür wurden der RRD „Best-Practice-Guide“ auf das RANS-Verfahren in TAU übertragen. Das Verfahren wurde auf verschiedene Geometrien angewendet und erprobt. Weiterhin wurden die möglichen Vorteile eines Reynolds-Stress-Turbulenzmodells für die Erhöhung der Genauigkeit einer Simulation der Düsenstrahlströmung in TAU untersucht.

Die akustische Bewertung der RANS-Lösung erfolgt mittels einer CAA Simulationen auf Grundlage der stochastischen Quellenbeschreibung FRPM gekoppelt an den CAA Code PIANO. Die Schallfeldextrapolation in das Fernfeld erfolgt durch Ankopplung eines *Ffowcs-Williams&Hawkings* Löser. Die akustische Bewertung der Konfiguration erfolgt auf Basis des Fernschallfeldes.

Das Verfahren zur akustischen Bewertung für Düsenstrahlen ohne Installationseffekte wurde verbessert und ein neues Verfahren mit Installationseffekten entwickelt und erprobt. Die Methode ohne Erweiterung für Installationseffekte wurde bei RRD im industriellen Umfeld erprobt.

- **Methode 2: *Detached Eddy Simulation (DES)***

Die aero-akustische Designverifizierung basiert auf skalen- und zeitauflösenden Simulationen. Dafür wird ein bereits entwickeltes und erprobtes DES-Verfahren in den industriellen Code HYDRA überführt und validiert.

Die Methode 1 zeichnet sich durch relative kurze Rechenzeiten, aber eine begrenzte Genauigkeit aus. Die Methode ist für Untersuchung von Geometrievariationen im Vordesign gedacht. Die Methode 2 zeichnet sich durch eine hohe Genauigkeit, aber relative lange Rechenzeiten aus. Die Methode ist für die Verifizierung des finalen Designs gedacht und soll teure großskalige Experimente ersetzen.

4.3.2 Durchgeführte Arbeiten und Ergebnisse

4.3.2.1 Methode 1: Akustische Analogien (PIANO/RPM) basierend auf RANS-Simulationen

RANS-Simulationen mit Standardturbulenzmodellen

Um neben einer aerodynamischen auch eine aeroakustische Optimierung der Düsen-Flügel-Installation zu ermöglichen, ist das Ziel dieser Untersuchungen, das RANS-Verfahren TAU [1] zu qualifizieren und ein „Best-Practice-Guide“ für unterschiedliche Konfigurationen und Effekte zu erstellen, damit die erzielten aerodynamischen Ergebnisse in einem nachgeschalteten Schritt für die aeroakustische Analyse von geeigneter Qualität sind. Diese den aeroakustischen Analysen zugrunde liegenden RANS-Simulationsergebnisse müssen hinsichtlich der räumlichen Diskretisierungen (Netzgenerierung) und der physikalischen Modellierungen (Turbulenzmodelle) qualitativ besonders hochwertig ausgeführt werden.

Dafür hat RRD die folgenden isolierten und installierten Referenzgeometrien (*Use Case*) definiert. Es handelte sich um einen zweidimensionalen Flügel.

1. VITAL BPR5 Triebwerksdüse mit Pylon
2. VITAL BPR5 Triebwerksdüse mit Pylon und Flügel in Reiseflugkonfiguration, Klappenwinkel 0 Grad

3. VITAL BPR5 Triebwerksdüse mit Pylon und Flügel in Landekonfiguration, Klappenwinkel 30 Grad

RRD hat die Geometrien, Randbedingungen, Rechennetze und RANS-Lösungen für die isolierte und installierten VITAL BPR5-Düsenkonfigurationen, die nach der RRD-„best practice“ mit dem kommerziellen Strömungslöser FLUENT erzeugt wurden, an das DLR geliefert. RRD hat ebenfalls die zugehörige *Particle Image Velocimetry* (PIV) Daten für die Validierung des RANS-Verfahrens in TAU zu Verfügung gestellt. Es standen ebenfalls akustische Fernfeld-Daten für die Validierung des „Akustischen Analogie“ Verfahren zur Verfügung.

Das DLR IAS hat das RANS-Verfahren in TAU im Rahmen von AeroStruct im Eigenantrag des DLR erarbeitet, anhand der durch RRD zur Verfügung gestellten FLUENT RANS-Lösung und der PIV Daten verifiziert und einen „Best-Practice-Guide“ erstellt. Die RANS-Lösungen und der „Best-Practice-Guide“ wurden durch RRD analysiert und in verschiedenen „Review Meetings“ mit dem DLR besprochen.

Der „Best-Practice-Guide“ für das RANS-Verfahren in TAU wurde auf die folgenden realistischeren Konfigurationen mit einem dreidimensionalen Flügel angewendet. Es sei erwähnt, dass das Flügelprofil speziell für einen Windkanaltest entwickelt wurde und deshalb die Druckverteilung an der Flügelvorderkante nicht repräsentative für einen realen Flügel ist.

1. SYMPHONY S33 Triebwerksdüse mit Pylon und Flügel in Reiseflugkonfiguration, Klappenwinkel 0 Grad
2. SYMPHONY S33 Triebwerksdüse mit Pylon und Flügel in „Take-off“-Konfiguration, Klappenwinkel 16 Grad

Diese Konfiguration wurde im Rahmen eines britischen Forschungsprojektes in einem Windkanalversuch getestet, so dass ausgewählte experimentelle Daten zur Validierung der TAU Simulationsergebnisse und die akustische Fernfelddaten verfügbar waren. Die Randbedingungen entsprachen denen im Windkanalversuch. Abb. 4-27 zeigt die SYMPHONY S33 Triebwerksdüse mit Pylon und Flügel in Reiseflug- und „Take-off“-Konfiguration.

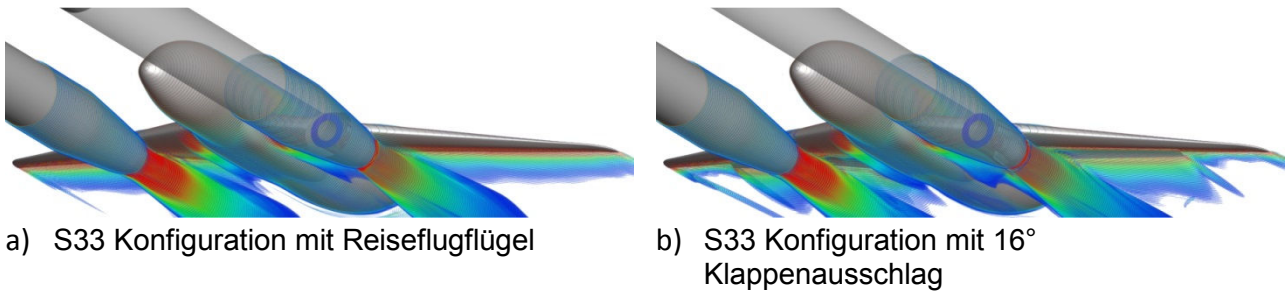


Abb. 4-27 Symphony S33-Konfiguration als Anwendungsfall für die TAU Best Practice Simulationen

Die Komplexität dieser Konfigurationen ist deutlich grösser gegenüber den VITAL-Testfällen, in der für die Installationsstudien ein ungepfeiltes Flügelsegment verwendet wurde. Abb. 4-28 zeigt den für die numerischen Studien ausgewählten Aufbau der Geometrie, der in dieser Form ausgewählt wurde. Das Flugzeug wurde auf eine symmetrische Konfiguration, mit einer Symmetrieebene entlang der Rumpfmittelachse vereinfacht. Um die vorgegebene Grenzschichtdicke am Düsenaustritt erzielen zu können wurde iterativ die Länge des Teils der Druckluftzufuhr für die Strahlsimulation, der reibungsfrei in der Simulation behandelt wurde variiert. Die Fernfeldabstände wurden gemäß der Erfahrung sehr weit vom Modell platziert um eine Störung der Simulationsergebnisse durch etwaige Reflektionen an diesem Rand auszuschließen.

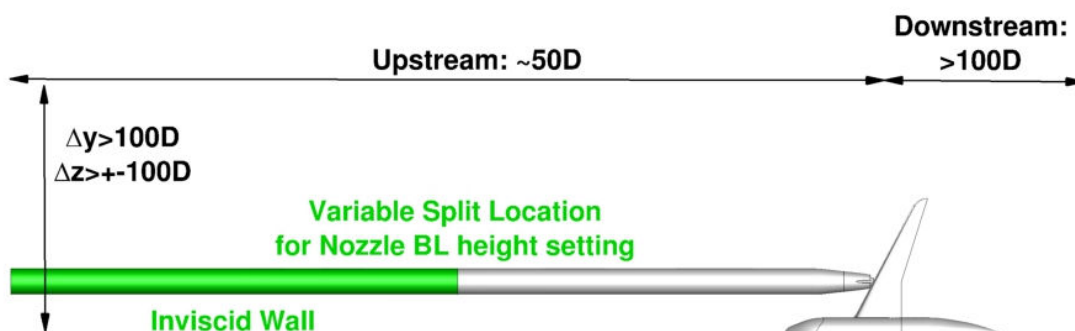
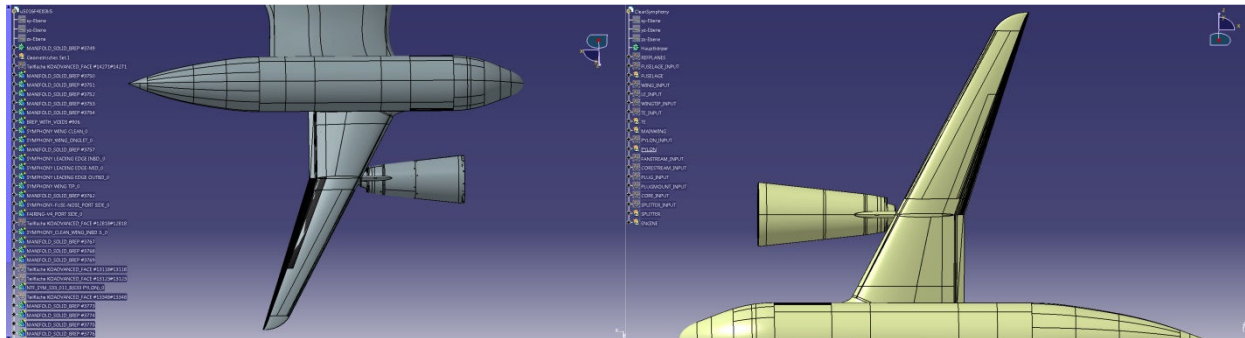


Abb. 4-28 Geometrie für die TAU Simulationen



a) Gelieferte CAD Geometrie des Windkanal-Modells b) Angepasste und bereinigte CAD Geometrie für die Netzgenerierung

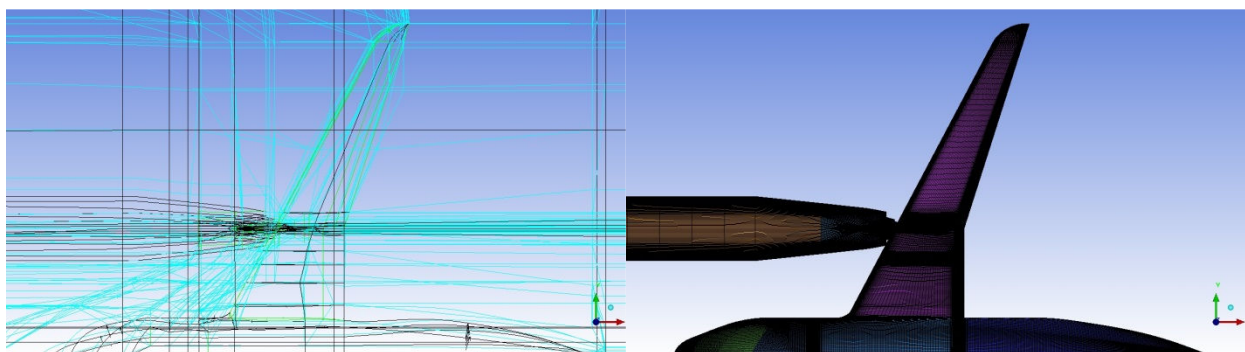
Abb. 4-29 Übersicht der verwendeten Netze entlang der Symmetrieebene der Düse

Umfangreiche CAD-Arbeiten mit CATIA waren erforderlich, um die CAD Geometrie (Geometrie für die Fertigung des Windkanalmodells) für die Netzgenerierung tauglich zu machen. Abb. 4-29 zeigt einen Vergleich der Startgeometrie und der für die CFD Analyse bereinigten Konfiguration. Während das Windkanalmodell auf einem Stil (oben in Abb. 4-29a) im Test montiert war, wurde diese „Aufstielung“ für die Simulation vernachlässigt. Weiterhin wurde in den aktuellen Arbeiten nicht berücksichtigt, dass aufgrund eines limitierten Durchmessers der Düse der offenen Messstrecke des Windkanals die Flügelspitze des Modells im Test aus der Scherschicht herausragt. In der Simulation wurde eine vollständige Umströmung des Modells vorausgesetzt.

Die Simulationen erfolgten für einen ausgewählten Testfall aus der Messkampagne, einem typischen Startfall mit hohem Schub. Die Strömungs- und die Betriebsbedingungen der Düsen sind in Tab. 4-4 aufgelistet.

Freie Anströmung				Kerntriebwerk		Nebenstrom	
p [Pa]	T [K]	Ma [-]	V [m/s]	p _t /p	T _t /T	p _t /p	T _t /T
101325	288.15	0.15	51	1.202	2.416	1.369	1.203

Tab. 4-4 Strömungs- und Düsenbetriebsbedingungen



- a) Übersicht über die ICEM-Netztopologie b) Beispiel des ICEM-Hexa
Oberflächennetzes

Abb. 4-30 ICEM Hexa Netzgenerierung am Beispiel des S33 Modells mit Reiseflugflügel

In Fortsetzung der im Rahmen der VITAL-Studien durchgeführten Arbeiten wurden auch für die S33 Konfigurationen ausschließlich Block-strukturierte Netze verwendet, die mit Hilfe des Netzgenerators ICEM Hexa erzeugt worden sind. Somit wurde die Konformität mit der bislang erarbeiteten Simulationsstrategie gewährleistet, die gerade im Bereich der Strahl-Scherschichten die Verwendung von glatten Hexaedernetzen als bestmögliche Diskretisierungsform ausgeht. Abb. 4-30 zeigt für das Beispiel des Flugzeuges in Reiseflugkonfiguration die Topologie und das Oberflächennetz. Bei der Vernetzung wurde an allen Oberflächen eine ausreichende Netzdichte vorgesehen, um nicht auf die Verwendung von Wandfunktionen angewiesen zu sein. Die Gleichwertigkeit der Ergebnisse bei der Auflösung der Grenzschicht in den RANS Simulationen mit denen bei der Verwendung von Wandfunktionen wurde im Rahmen der VITAL-Studien nachgewiesen, so dass diese Strategie, die einerseits allgemeingültiger und andererseits auch eher konform mit dem DLR IAS-Ansatz bei vergleichbaren Simulationen ist, hier genutzt wurde. Ein Überblick über die Größe der Netze ist in Tab. 4-5 gegeben.

Konfiguration	S33 mit Reiseflugflügel	S33 mit 16° Klappenausschlag
Netzgröße	62.096.814	64.545.839

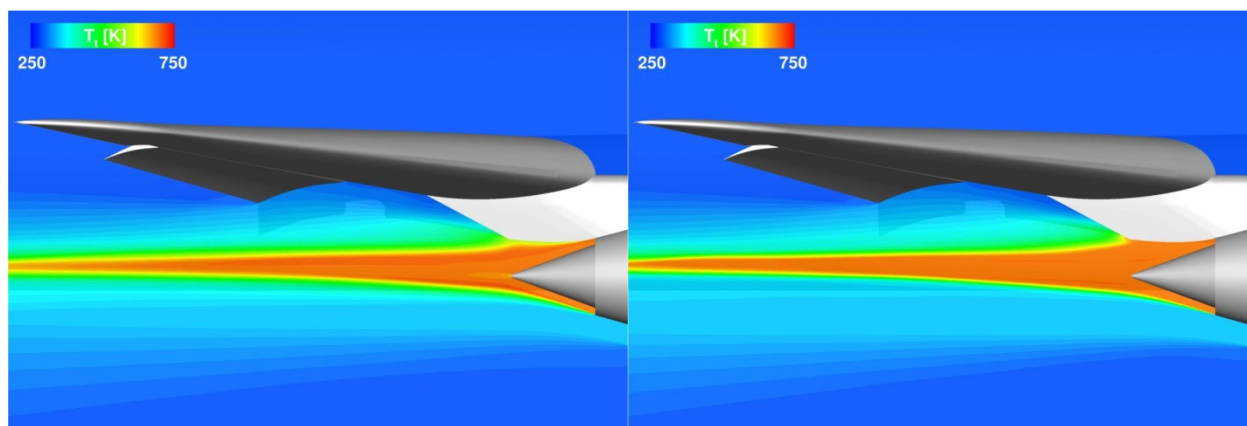
Tab. 4-5 Vergleich der Netze

Der an den VITAL Konfigurationen entwickelte „*Best-Practice-Guide*“ für TAU wurde auf die S33 Konfigurationen angewendet und baute auf den folgenden maßgeblichen Punkten auf:

- Glatte, block-strukturierte Netze zur bestmöglichen Auflösung der Strahl-Scherschichten
- *Upwind*-Schema 2. Ordnung in der räumlichen Diskretisierung zur Vermeidung unphysikalischer Temperatur „*hot spots*“ im Triebwerksstrahl
- Menter BSL 2-Gleichungs-Turbulenzmodell zur Erzeugung von Daten in geeigneter Form für die aeroakustischen Analysen und zur Vermeidung von Scherschichtinstabilitäten [2][3]

Detaillierte Studien, die zur Festlegung auf diesen Ansatz führten sind dem DLR-Abschlussbericht von AeroStruct zu entnehmen. Beispielhaft sei hier nur einmal die Bedeutung der Wahl des *Upwind*-Schemas dargestellt. Wie in Abb. 4-31a dargestellt, sind

nahe der Scherschichten zwischen dem heißen und kalten Strahl lokal begrenzte Erhöhungen der Totaltemperatur zu sehen, wenn man das klassische zentrale Schema verwendet [4]. Diese können vermieden werden, wenn für die räumliche Diskretisierung stattdessen ein *Upwind*-Schema 2. Ordnung gewählt wird, wie in Abb. 4-31b erkennbar. In Zukunft könnte eine Modifikation des zentralen Schemas ebenfalls für die aktuell diskutierten Simulationen von Interesse sein, in der zur Skalierung der künstlichen Dissipation neben dem Druckgradienten auch der Temperaturgradient verwendet wird. Erste Testrechnungen mit dieser Implementierung verliefen hier bereits vielversprechend.



a) Zentrales Schema

b) *Upwind* Schema

Abb. 4-31 Einfluss des Diskretisierungsschemas auf die Totaltemperaturentwicklung im heißen Kernstrahl der Düse

Abb. 4-32 zeigt die Oberflächenströmungstopologie auf der Flügeloberseite für die beiden untersuchten Konfigurationen. Dargestellt ist der Konturverlauf des Druckbeiwertes überlagert mit den Wandstromlinien. Erkennbar ist in beiden Fällen, dass eine für Transportflugzeuge ohne ein geeignetes *belly-fairing-design* nicht untypische Eckenablösung an der Flügelhinterkante bei der Rumpfverschneidung auftritt. Die Erhöhung der Zirkulation des Flügels durch den Klappenausschlag bei gleichbleibendem Anstellwinkel ist an den stärker ausgeprägten Saugspitzen auf der Flügeloberseite gut erkennbar.

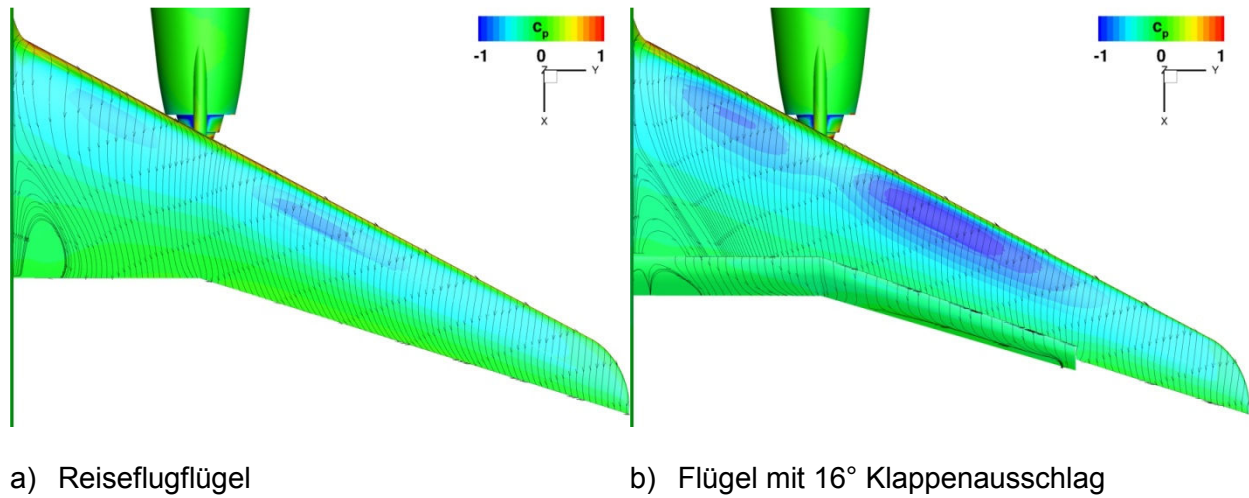


Abb. 4-32 Vergleich der Oberflächenströmungstopologie auf dem Flügel der S33 Konfiguration

Zur Validierung der numerischen Ergebnisse wurden Druckverteilung aus dem Windkanal-Versuch an einem Innenschnitt (*Inboard*, IB) und einem Außenschnitt (*Outboard*, OB), jeweils im Abstand von $y=0.0929\text{m}$ vom Pylon vermessen. Es sei erwähnt, dass das Flügelprofil speziell für einen Windkanaltest entwickelt wurde und deshalb die Druckverteilung an der Flügelvorderkante nicht repräsentative für einen realen Flügel ist.

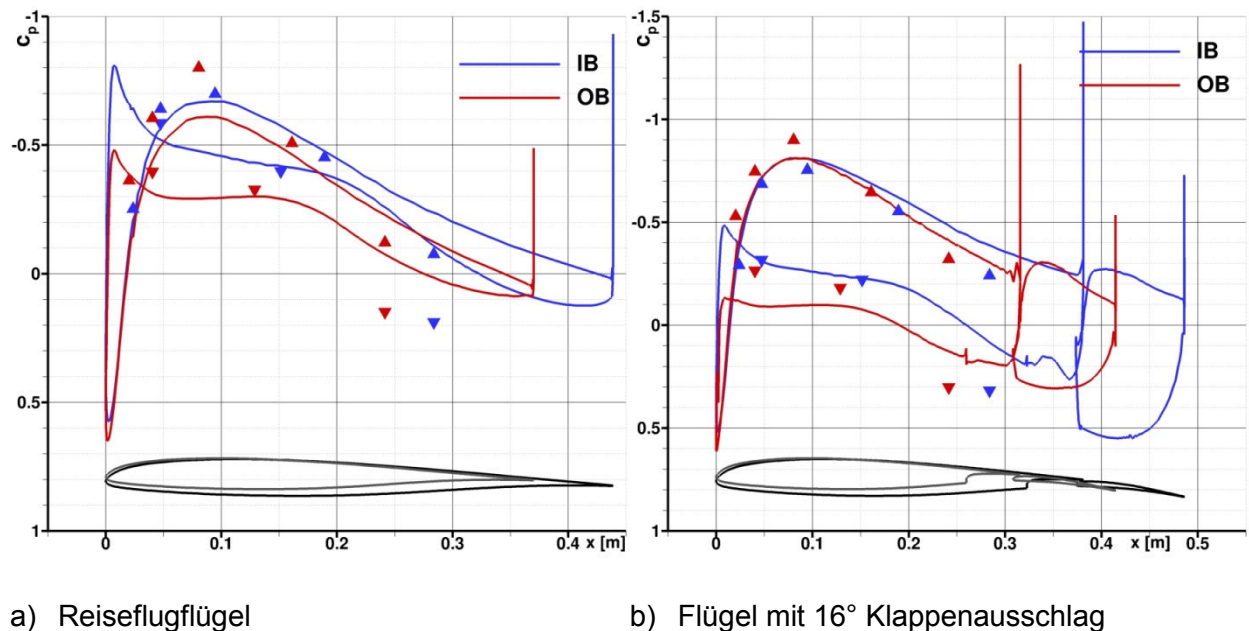


Abb. 4-33 Vergleich der TAU-Simulationsergebnisse mit den Windkanaldaten für einen Schnitt bei 0.09285m *in-* und *outboard* der Pylon-Position

Für die beiden Konfigurationen ist der Vergleich der numerischen und experimentellen Daten in Abb. 4-33 dargestellt. Mit Ausnahme der am weitesten stromab gelegenen Druckbohrungen zeigt sich eine zufriedenstellende Übereinstimmung zwischen CFD und Windkanaldaten, gerade für den *inboard* Schnitt. Die etwas größeren Abweichungen für den *outboard* Schnitt lassen sich wahrscheinlich mit der eingangs erläuterten Tatsache erklären, dass im Versuch die Flügelspitze bereits außerhalb der Scherschicht des Windkanalstroms liegt, und somit auch im Außenbereich des Flügels Unterschiede mit der voll umströmt gerechneten CFD Lösung zu erwarten sind.

RANS-Simulationen mit Reynolds-Stress-Turbulenzmodellen

Die Arbeiten zum Reynolds-Stress-Turbulenzmodell wurden durch die TU-Braunschweig, Institut für Strömungsmechanik.

Das Ziel dieser Aktivität ist die Weiterentwicklung zweier Turbulenzmodelle, des Menter SST-Wirbelviskositätsmodells sowie des JHh-v2-Reynoldsspannungsmodells [5], für die Verwendung in freien Scherschichten an Triebwerksauslässen.

Als erster generischer Testfall wurde die kompressible 2D-Mischungsschicht nach Experimenten von Goebel und Dutton [6] untersucht, die bei der Vermischung zweier paralleler Strömungen mit unterschiedlicher Geschwindigkeit entsteht. Nach einer gewissen Anlaufstrecke bilden sich selbstähnliche Profile der Geschwindigkeit und der Turbulenz heraus, die in Abb. 4-34 und Abb. 4-35 für zwei verschiedene konvektive Machzahlen $M_c = \Delta U / 2a$ zu sehen sind (Case 1: $M_c = 0,20$ und Case 4: $M_c = 0,86$).

Für die kleinere konvektive Machzahl erreicht das SST-Modell deutlich höhere Maximalwerte der turbulenten Scherspannung als das JHh-v2-Modell und stimmt damit besser mit den experimentellen Daten überein. Die Turbulenz im Außenbereich der Scherschicht wird wiederum besser durch das JHh-v2-Modell wiedergegeben, was sich auch auf die Geschwindigkeitsprofile auswirkt. Bei der höheren konvektiven Machzahl liefert das JHh-v2-Modell eine gute Vorhersage der turbulenten Scherspannung, während das SST-Modell zu hohe Werte simuliert.

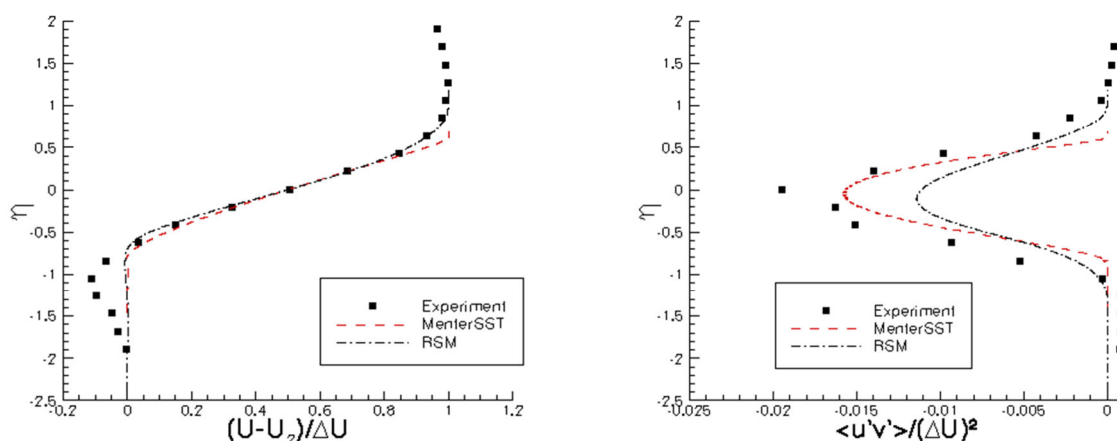


Abb. 4-34 2D-Mischungsschicht, Case 1: Profile von Geschwindigkeit (links) und turbulenter Scherspannung (rechts)

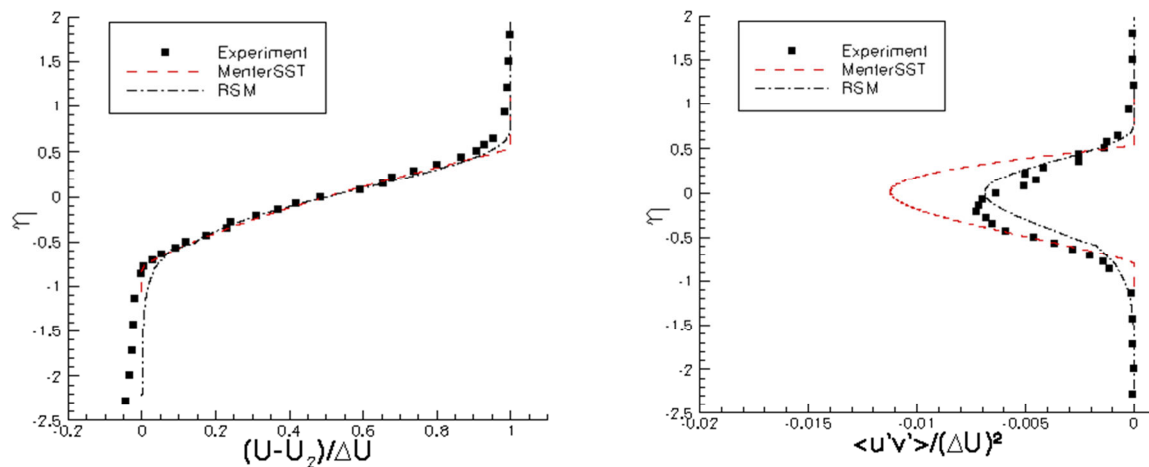


Abb. 4-35 2D-Mischungsschicht, Case 4: Profile von Geschwindigkeit (links) und turbulenter Scherspannung (rechts)

Die Vorhersage der turbulenten Scherspannung hat einen unmittelbaren Einfluss auf die Aufweitungsrates der Scherschicht, wie Tab. 4-6 zu entnehmen ist.

db / dx	Case 1	Case 4
Experiment	0,02	0,05
SST	0,021	0,90
SST + CMLC	0,021	0,80
JHh-v2	0,016	0,071

Tab. 4-6 Simulation der Aufweitungsrates einer 2D-Mischungsschicht nach Goebel und Dutton [6]

Für beide Turbulenzmodelle lässt sich aus diesen Ergebnissen ein Handlungsbedarf ableiten:

Das JHh-v2-RSM liefert im Anfangsbereich von Scherschichten zu geringe turbulente Schubspannung, was sich insbesondere auf den Case 1 auswirkt. Beim SST-Modell hingegen scheint sich insbesondere die Vernachlässigung von Kompressibilitätseffekten, die im Case 4 verstärkt auftreten, negativ auszuwirken. Weiterhin ist bekannt, dass das SST-Modell bei axialsymmetrischen Strahlschichten auftretende Effekte der Wirbelstreckung nicht erfasst.

Die Schwachpunkte beider Modelle zeigen sich auch in einem weiteren Testfall, dem runden Freistrahler bei $Ma = 0,9$ aus einem Rohr mit dem Durchmesser $d = 2,54$ cm, zu dem LES-Vergleichsdaten von Bogey [7] existieren. Die Reynoldszahl liegt bei $Re_D = 0.5 \cdot 10^6$, an den Rohrwänden liegen laminare Grenzschichten vor. Abb. 3 zeigt den Vergleich von LES zu den Simulationen, wobei im linken Bild die Axialgeschwindigkeit auf der Strahlachse aufgetragen ist und im rechten Bild die Scherschichtdicke entlang der Strahlachse. Das JHh-v2-Modell zeigt einen deutlich zu langen Potentialkern aufgrund der unterschätzten Turbulenz in der anfänglichen Scherschicht. Die Aufweitungsraten im späteren Verlauf scheinen nur leicht erhöht. Das SST-Modell dagegen simuliert eine bessere, wenn auch immer noch zu lange, Strahlkernlänge, während die Aufweitungsraten deutlich überhöht sind.

Für das SST-Modell wurden zwei Verbesserungsmöglichkeiten untersucht. Die in der 2D-Mischungsschicht auftretende Fehlbestimmung durch Vernachlässigung der Kompressibilitätseffekte kann durch eine Kompressibilitätskorrektur nach Sakar [8] verringert werden, die bereits im TAU-Code vorhanden ist. Es ergibt sich eine verbesserte Aufweitungsraten für Case 4, wie in Tab. 4-6 erkennbar ist (SST + CMLC). Die Kompressibilitätskorrektur hat auf den runden Freistrahler keinen nennenswerten Einfluss. Die hier gefundene Fehlbestimmung der Strahlaufweitung wird durch die Vernachlässigung der turbulenten Wirbelstreckung verursacht, das Phänomen ist auch als *round-jet/plane-jet anomaly* (Wilcox [9]) bekannt. Zur Berücksichtigung dieses Effektes mit dem SST-Modell wurde ein Korrekturterm von Wilcox [9] in den TAU-Code implementiert, der auf einer Korrektur von Pope [10] basiert:

$$\chi_\omega = \left| \frac{\Omega_{ij} \Omega_{jk} S_{ki}}{(\beta_0^* \omega)^3} \right|; \quad f_\beta = \frac{1 + 70 \chi_\omega}{1 + 80 \chi_\omega}; \quad \beta_0 \rho \omega^2 \rightarrow \beta_0 f_\beta \rho \omega^2$$

Tritt in der gekrümmten Scherschicht eine Wirbelstreckung auf, verringert sich durch die Korrektur der Senkterme in der ω -Gleichung, wodurch sich die Dissipation erhöht und die Turbulenz sinkt. Dies resultiert in einer geringeren Aufweitungsraten. Dieser Effekt ist in Abb. 4-36 zu sehen, weiterhin zeigt sich eine unerwünschte Verlängerung des Potentialkerns.

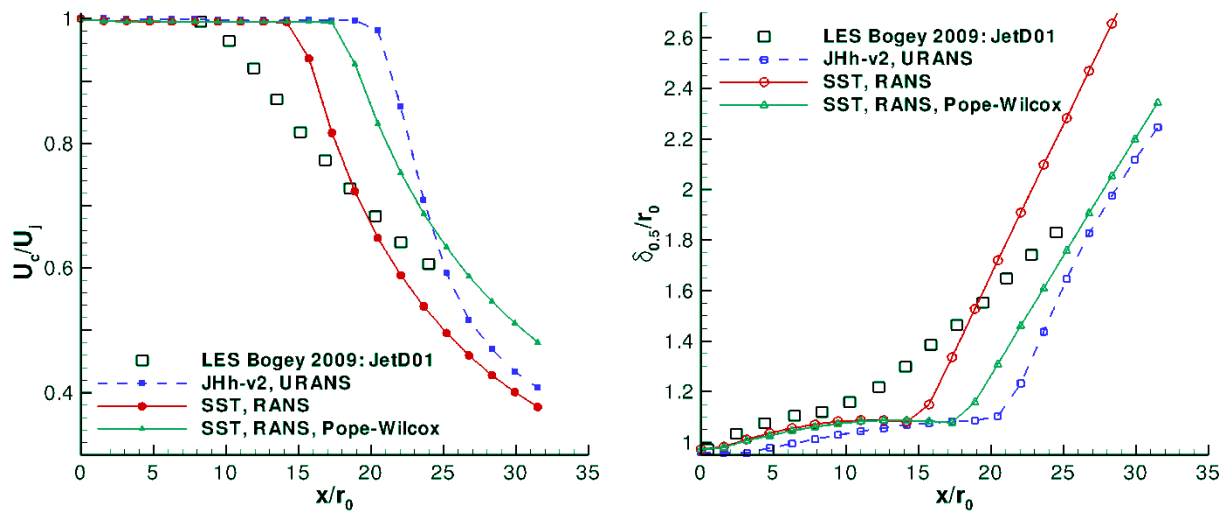


Abb. 4-36 Runder Freistrah (Ma = 0,9). links: Axialgeschwindigkeit entlang der Strahlachse; rechts: Scherschichtdicke entlang des Strahls

Die durch das JHh-v2-Modell unterschätzte Turbulenz im Anfangsbereich freier Scherschichten wirkt sich nicht nur auf den Freistrah, sondern auch auf den Testfall der rückspringenden Stufe negativ aus. Durch die fehlende turbulente Vermischung zeigt sich dort eine deutlich überhöhte Ablöselänge. Zur Korrektur dieses Verhaltens wurde ein zusätzlicher Senkenterm in die Längenmaßgleichung implementiert, der für ein ähnliches Modell von Maduta [11] hergeleitet wurde:

$$\frac{D\varepsilon_{JHh-v3}^h}{Dt} = \frac{D\varepsilon_{JHh-v2}^h}{Dt} - P_{SAS}$$

$$P_{SAS} = C_{SAS,1} \cdot k \cdot \max[P_{SAS}^*, 0]$$

$$P_{SAS}^* = 1.755\kappa S^2 \left(\frac{L}{L_{vk}} \right)^{1/2} - 3k \max \left(C_{SAS,2} \frac{(\nabla \omega_h)^2}{\omega_h^2}, \frac{(\nabla k)^2}{k^2} \right)$$

Dieser Term stammt aus dem SAS-Konzept von Menter und Egorov [12], wird hier jedoch mit umgekehrtem Vorzeichen verwendet. In freien Scherschichten, die ein stark gekrümmtes Geschwindigkeitsprofil mit Wendepunkt besitzen, verringert dieser Senkenterm die Dissipation und ermöglicht somit höhere Reynoldsspannungen. Der erste Teil der Formulierung enthält das Verhältnis von turbulentem Längenmaß zum van Kármán-Längenmaß, welches an Wendepunkten kleine Werte annimmt. Durch den zweiten Anteil wird insbesondere der Einfluss von P_{SAS} auf Wandgrenzschichten verringert.

Über eine Kalibrierung der neuen Koeffizienten $C_{SAS,1}$ und $C_{SAS,2}$ sowie einer Anpassung des bereits im Modell vorhandenen Koeffizienten $C_{\epsilon 3}$ wurde mit dem als JHh-v3 bezeichneten Modell eine gute Ablöselänge im Testfall der rückspringenden Stufe erzielt, während die Wandschubspannung an einer Grenzschicht ohne Druckgradienten unverändert bleibt. Dies ist in Abb. 4-37 erkennbar.

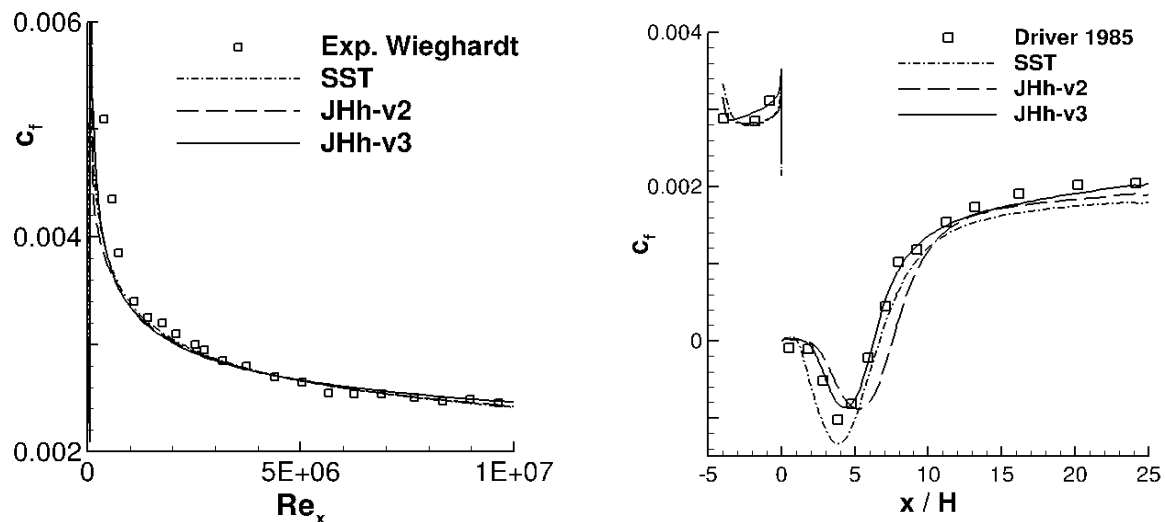


Abb. 4-37 Verteilungen der Wandschubspannung an der ebenen Platte (links) und an der rückspringenden Stufe (rechts)

Mit Hinblick auf die geplante Untersuchung Industrie-relevanter Triebwerks-Austrittsströmungen wurde das Verhalten beider RSMs an einem runden Freistrahls validiert. Anstelle des bereits diskutierten Freistrahls aus einer Rohrströmung mit laminarer Wandgrenzschicht wurde hier eine Düsenströmung mit turbulenter Wandgrenzschicht gewählt, Geometrie und Vergleichsdaten stammen aus dem EU-Projekt JEAN [13]. Die Düse besitzt einen Austrittsdurchmesser von $D = 0,05$ m, die Austrittsmachzahl beträgt $Ma = 0,75$. Für die im Experiment ruhende Außenströmung wird aus Gründen der numerischen Stabilität eine Machzahl von $Ma = 0,01$ angesetzt.

Die RSM-Simulationen erfolgten auf einem Rechenetz mit 9,1 Millionen Punkten, unter Berücksichtigung der vollen 360° zur Vermeidung von störenden Einflüssen durch Symmetrie-Randbedingungen. Um das Konvergenzverhalten der Simulationen positiv zu beeinflussen, wurde in der Nähe der Strahlachse die radiale Netztopologie in eine kartesische Topologie überführt, wie in Abb. 4-38(links) zu sehen ist.

Eine stationäre RANS-Simulation erzielt für beide RSM eine Konvergenz der Gleichungen um etwa zwei Größenordnungen. Eine weitere Konvergenz wird durch Fluktuationen verhindert, die in der sich ausbildenden Scherschicht unmittelbar hinter dem Düsenrand entstehen. Insbesondere die RANS-Lösung des JHh-v3-Modells enthält ansonsten ein verhältnismäßig glattes Strömungsfeld, so dass sie leicht als auskonvergierte Lösung fehlinterpretiert werden könnte. Mithilfe des instationären Strömungslösers (URANS) kann eine weitere Konvergenz der Gleichungen erzielt werden, weiterhin stabilisiert sich das Strömungsfeld auch im Anfangsbereich der Scherschicht und eine stationäre Lösung entsteht. Die Unterschiede zwischen beiden RSM, insbesondere aber auch die gravierenden Änderungen durch die verringerten Residuen gegenüber der schwach konvergierten RANS-Lösung, können in Abb. 4-38(rechts) begutachtet werden, wo in einem Querschnitt durch den Strahl bei $x / D = 5$ die turbulente kinetische Energie der verschiedenen Simulationen verglichen wird. Von der RSM-Variante JHh-v2 zur Variante JHh-v3 nimmt die Turbulenz in der freien Scherschicht wie erwünscht zu.

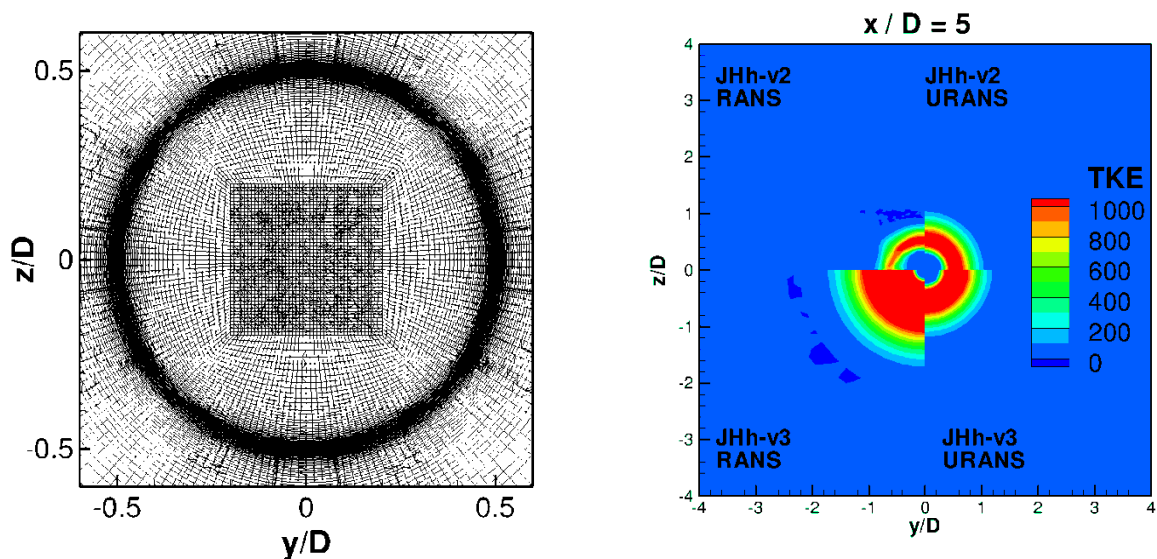


Abb. 4-38 Querschnitt des Rechnetzes (links) bei $x / D = 0$ und der Strömungslösungen bei $x / D = 5$ für den Testfall der runden Düsenströmung

Abb. 4-39 zeigt Profile der Geschwindigkeit und der turbulenten Scherspannung an zwei Positionen in Strömungsrichtung im Vergleich zu experimentellen Daten, als weitere Referenz sind die Ergebnisse des Wirbelviskositätsmodells Menter-SST zugefügt.

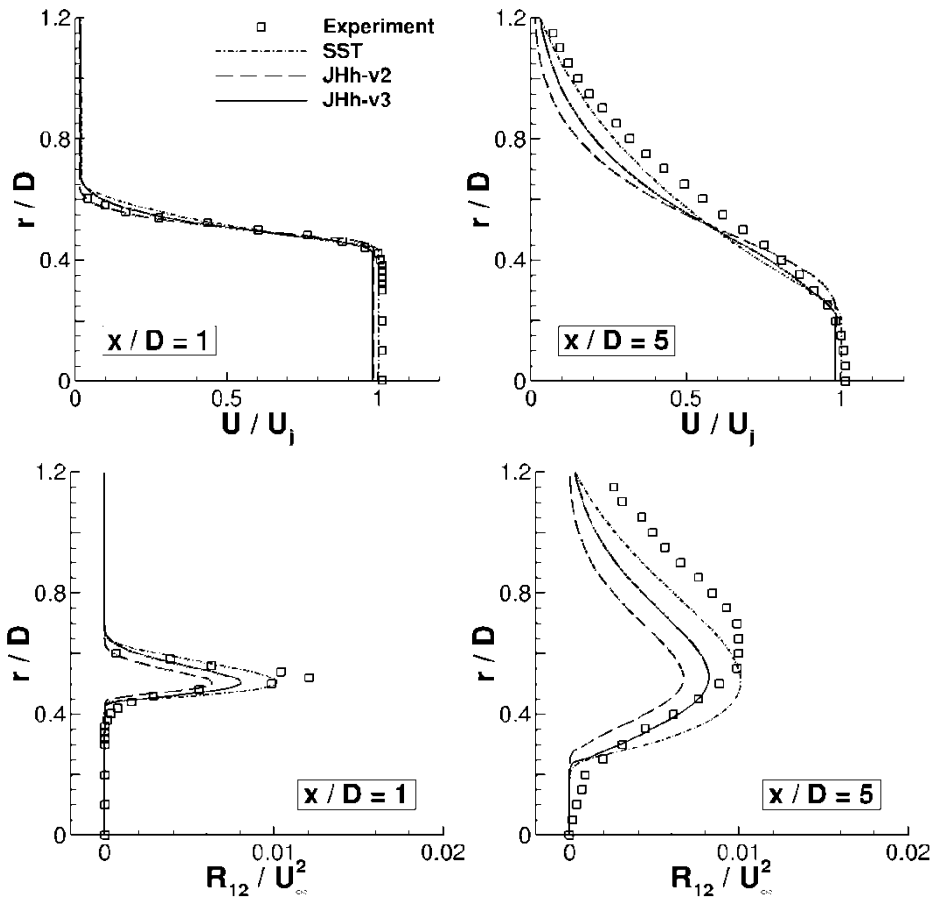


Abb. 4-39 Profile der Geschwindigkeit und der turbulenten Scherspannung an zwei Positionen des runden Freistrahls

Für das JHh-v2-Modell ist die unterschätzte Turbulenz in der anfänglichen Scherschicht, die bereits an der rückspringenden Stufe zu beobachten war, deutlich zu erkennen. Der Impulsaustausch fällt aus diesem Grund zu gering aus und führt auf eine dünnere Scherschicht weiter stromab. Auch das JHh-v3-Modell erreicht nicht die Werte des Experiments oder des Vergleichsmodells, eine Verbesserung gegenüber JHh-v2 ist jedoch erkennbar.

Diese zeigt sich auch bei Betrachtung der Potentialkernlänge, die aus der Geschwindigkeitsverteilung entlang der Strahlachse in Abb. 4-40 ermittelt werden kann. Die deutliche Überhöhung durch das JHh-v2-Modell kann reduziert werden und erreicht nun eine zu SST vergleichbare Größenordnung. Die Rate des Geschwindigkeitsabfalls stromab des Potentialkerns, die mit der Scherrate der Strahlaufweitung verknüpft ist, wird durch die RSM gut wiedergegeben.

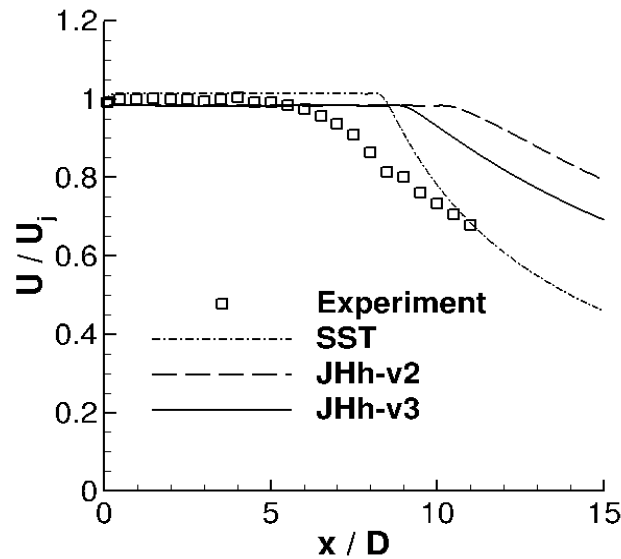


Abb. 4-40 Axialgeschwindigkeit auf der Achse des runden Freistrahls

Als Validierungsfall für Industrie-relevante Anwendungen wurden seitens RRD drei verschiedene Konfigurationen einer Triebwerks-Ausströmgeometrie bereitgestellt. Die zu simulierende Strömung enthält einen heißen Kernstrahl bei $Ma = 0,9$ sowie einen kalten Mantelstrahl bei $Ma = 0,8$, die hinter einem Mischer eine Scherschicht bilden. Der vermischte Strahl tritt aus der Düse aus und bildet eine Scherschicht mit der Außenströmung, die sich parallel mit $Ma = 0,24$ bewegt. Die erste Konfiguration (BLBL) enthält einen runden Mischer sowie einen runden Düsenrand. Die zweite Konfiguration (BLSL3) enthält einen runden Mischer sowie Umlenklebhe am Düsenrand, die abwechselnd nach außen und innen gerichtet sind und hier als „*Castellations*“ bezeichnet werden. Die dritte Konfiguration (MBL) enthält einen Blütenmischer und einen runden Düsenrand.

Für die BLBL-Konfiguration wurde ein Rechennetz durch das DLR bereitgestellt, die beiden weiteren Konfigurationen wurden mit dem Netzgenerator Gridgen V15 vernetzt. Der größte Teil der entstehenden Scherschichten wird mit Hexaeder-Zellen diskretisiert. An Stellen mit erwarteten 3D-Strömungstopologien (*Castellations*, Blütenmischer) wird eine erhöhte Auflösung in Umfangsrichtung verwendet als in Gebieten mit axialsymmetrischer Strömung. Die Übergänge zwischen regulärer und erhöhter Auflösung erfolgt mittels Prismen-Schichten. Ein Eindruck über die Netztopologie der BLSL3-Konfiguration kann aus den Abb. 4-41 und gewonnen werden.

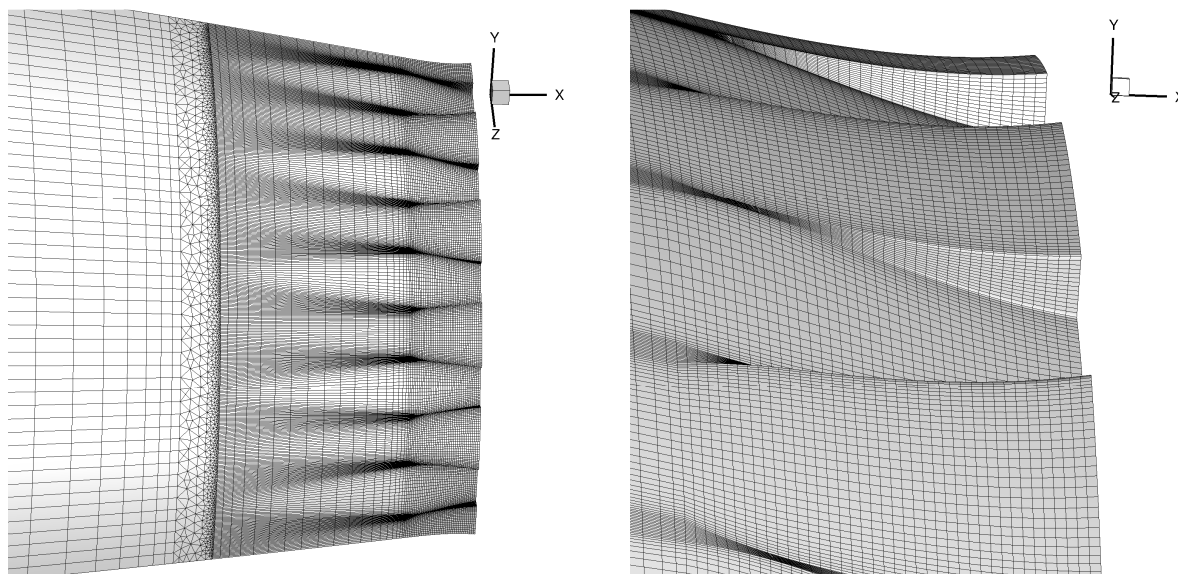


Abb. 4-41 Oberflächennetz im Bereich der Umlenckbleche an BLSL3-Konfiguration

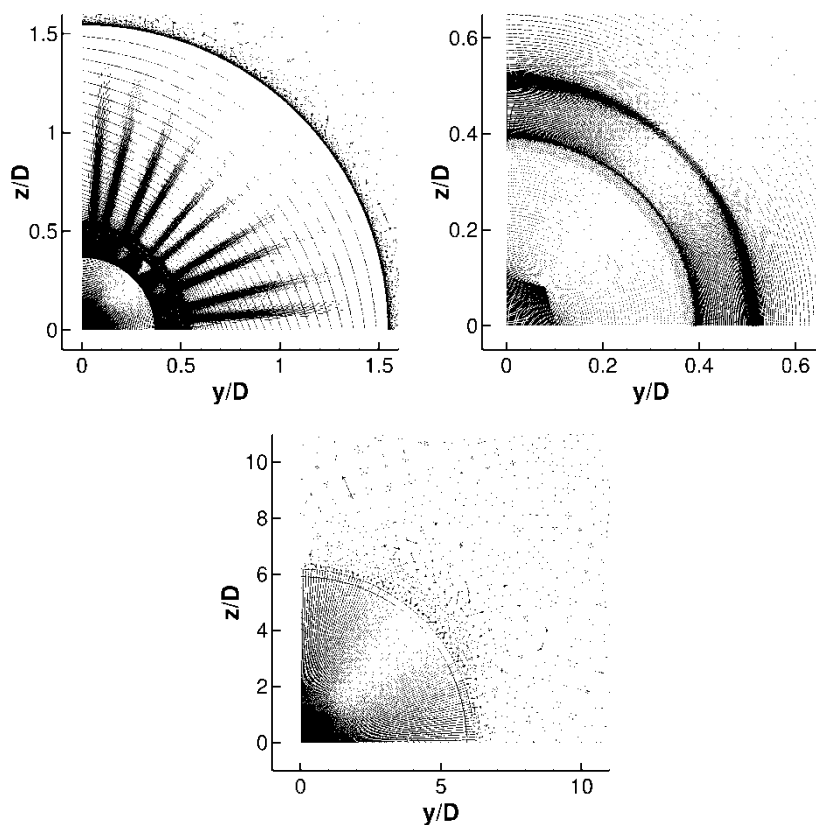


Abb. 4-42 Querschnitt normal zur Strömungsrichtung bei $x / D = 0,1$, $x / D = 1$ und $x/D=30$ (Ursprung der x-Koordinate am Düsenrand) an BLSL3-Konfiguration

Aus Zeitgründen beschränkten sich die durchgeführten Simulationen auf die Konfigurationen BLBL und BLSL3, unter Verwendung der Turbulenzmodelle Menter SST und JHh-v2-RSM. Da stationäre RANS-Simulationen mit dem RSM zu keinen brauchbaren Ergebnissen führten, wurden instationäre Simulationen durchgeführt. Die zugehörigen Konvergenzverläufe sind in Abb. 4-43 (BLBL) und Abb. 4-44 (BLSL3) zu sehen. Details zu den numerischen Einstellungen sind in Best-Practice Guidelines dokumentiert.

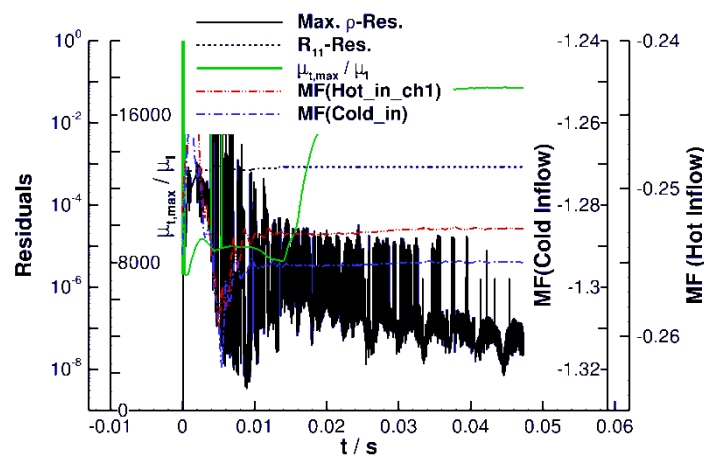


Abb. 4-43 URANS-Konvergenzverlauf der BLBL-Konfiguration, simuliert mit dem JHh-v2-RSM

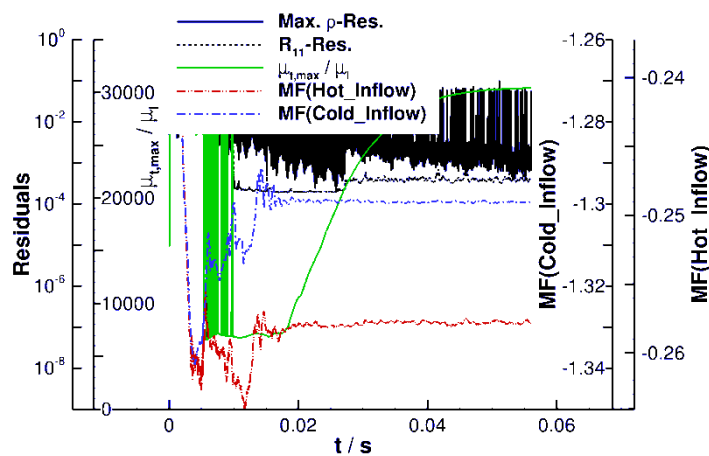


Abb. 4-44 URANS-Konvergenzverlauf der BLSL3-Konfiguration, simuliert mit dem JHh-v2-RSM

In beiden Fällen entwickeln sich aus den zeitgenauen Simulationen stationäre Ergebnisse, die mit PIV-Daten eines vergleichbaren Testfalls aus dem Lufo III Projekt LEXMOS verglichen werden können. Schnitte in der xr -Ebene durch das Strömungsfeld sind in Abb.

4-45 zu sehen, als Konturwert wird die turbulente kinetische Energie betrachtet. Die experimentellen Daten zeigen höhere TKE-Werte im Anfangsbereich der Scherschicht hinter dem Düsenrand (bei etwa $x / D = 1$) bei Verwendung von Umlenkblechen, im Gegenzug erreicht die Turbulenz weiter stromab geringere Werte. Dieses Verhalten wird durch das RSM gut wiedergegeben, auch die Absolutwerte stimmen gut mit dem Experiment überein. Abweichungen können in der Dicke der Scherschicht beobachtet werden, weiterhin wird die Turbulenz im Nachlauf des runden Mischers unterschätzt. SST scheint hingegen den Einfluss der Umlenkbleche nicht richtig zu erfassen, die Absolutwerte der TKE sind zudem überhöht. Die gleichen Erkenntnisse ergeben sich auch aus der Betrachtung der in Abb. 4-46 dargestellten Schnitte normal zur Strömung, mit einer insgesamt zufrieden stellenden Übereinstimmung von den Simulationsergebnissen des JHh-v2-Modells mit experimentellen Daten.

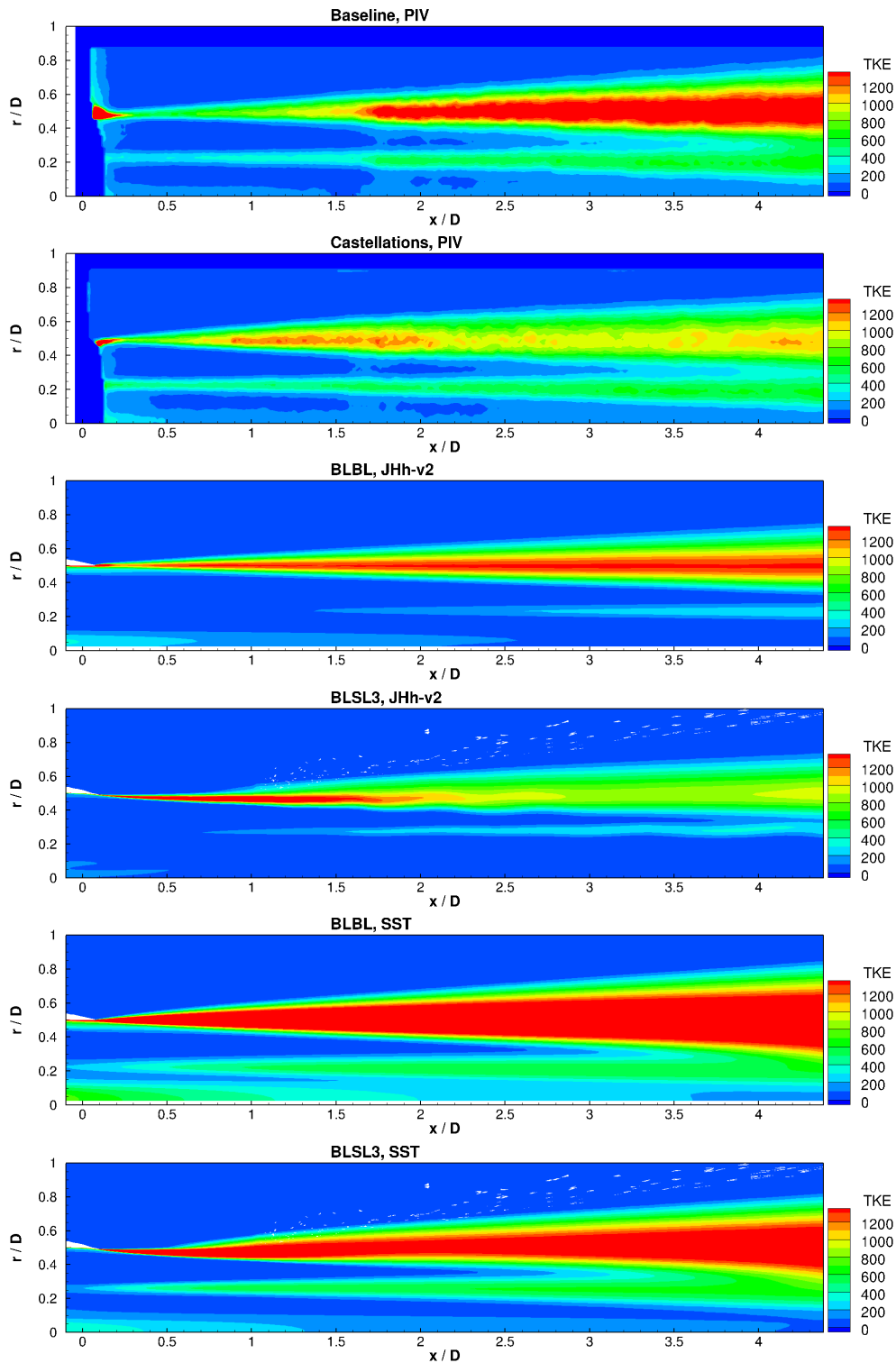


Abb. 4-45 Verteilung der turbulenten kinetischen Energie entlang des Strömungsfelds für die beiden Konfigurationen BLBL und BLSL3, als Vergleich von PIV zu den Simulationen mit JHh-v2-RSM und SST

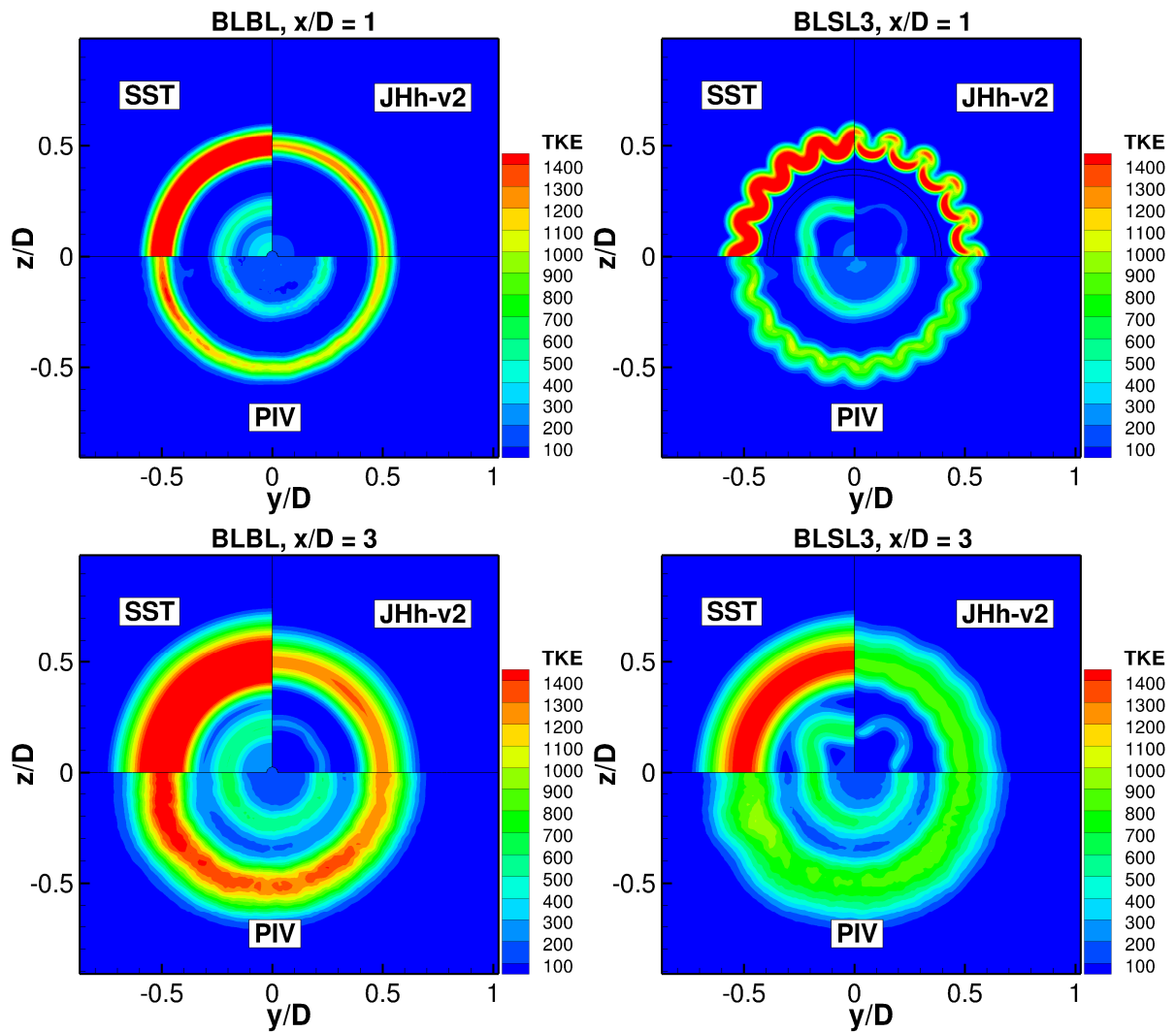


Abb. 4-46 Verteilung der turbulenten kinetischen Energie normal zum Strömungsfeld an den Positionen $x/D = 1$ und $x/D = 3$ für die beiden Konfigurationen BLBL und BLSL3, als Vergleich von PIV zu den Simulationen mit JHh-v2-RSM und SST

4.3.2.2 Methode 2: Detached Eddy Simulation (DES)

Verbesserte DES-Formulierung für Strahlärm

Einleitung

Im Folgendem werden die Arbeiten von Rolls-Royce (RR) Deutschland Ltd & Co KG zusammengefasst, welche im Rahmen des LuFo-IV Projektes AeroStruct („*Entwicklung integrierter Methoden für neue Triebwerkssysteme*“) gemeinsam im Unterauftrag mit der KMU CFD Software E+F GmbH durchgeführt wurden.

Ziele und Abgrenzung

Die durchgeführten Arbeiten tragen wesentlich zu der Langzeitstrategie mit den Zielen Entwicklung, Implementierung und Validierung numerischer Strahlärmvorhersagemethoden für komplexe installierte Triebwerksanwendungen auf der Basis des RR Programmsystems HYDRA bei.

Zur Umsetzung von Teilen dieser Strategie in AeroStruct wurden folgende projektspezifische Ziele definiert

- Bereitstellung und Implementierung eines DES-basierten Modellansatzes zur Strahlärmvorhersage
- Implementierung der benötigten Programminfrastruktur für Strahlärmvorhersagen, im Speziellen
 - eine effiziente Ausgabe der FWH-Oberflächendaten zur weiterführenden Integration des Strahlgeräusches an den Beobachterpositionen im akustischen Fernfeld
 - eine variable Einstellung der kritischen numerischen Dissipationsrate für unterschiedliche Regionen des Rechengebietes
- Validierung der DES-Methode anhand repräsentativer Testfälle

Der Projektschwerpunkt liegt auf der Untersuchung der für Strahlärmvorhersagen wesentlichen Aspekte der Turbulenzmodellierung (Feinstrukturmodell bzw. Hintergrundmodell). Untersuchungen zur Anpassung des numerischen Diskretisierungsschemas sind kein Bestandteil des Projektes. Zudem standen weiterführende numerische Verfahren zur Integration des Fernfeldgeräusches (FWH-Fernfeldintegration) zum Projektbeginn zur Verfügung.

Modellformulierung

Motivation

Sorgfältig durchgeführte Large-Eddy Simulationen (LES) haben die Fähigkeiten sehr genauer Strahlärmvorhersagen bereits demonstriert. Jedoch sind die Rechenkosten einer wandauflösenden LES für dünne turbulente Düsenwandgrenzschichten mit praktisch relevanten Reynoldszahlen vergleichsweise hoch. Wird die Turbulenz in den Wandgrenzschichten jedoch nicht hinreichend genau erfasst kann es zu nichtphysikalischer Strömungsablösung, beispielsweise an der Triebwerksgondel oder dem Zentralkörper des Triebwerks, kommen [21].

Hybride RANS-LES Verfahren bieten die Möglichkeit den hohen Rechenaufwand infolge wandgebundener Grenzschichten zu reduzieren. Eine effiziente Behandlung der anliegenden turbulenter Grenzschichten wird durch die lokale Anwendung eines *Reynolds-Averaged Navier-Stokes* (RANS) Ansatzes erreicht, wohingegen das gewünschte Turbulenzauflösungsvermögen der LES zur Erfassung der akustischen Quellen in den nicht wandgebundenen Bereichen des Triebwerksstrahls dient. Eine weit verbreitete hybride RANS-LES Methode ist die sogenannte *Detached-Eddy Simulation* (DES), welche nach der Einführung im Jahr 1997 heute in einer modifizierten Variante namens *delayed-DES* (DDES) für eine verbesserte robuste RANS-Behandlung der Wandgrenzschichten gebräuchlich und durch eine Vielzahl von Gruppen validiert ist, z.B.[24].

Obwohl damit alle Funktionsbestandteile zur Behandlung komplexer installierter Strahlärmvorhersagen zur Verfügung stehen, leiden Standard-DES Verfahren an dem sogenannten „Grey Area“ Problem. Dies betrifft wichtige Bereiche der frühen Freistrahlschichten, worin die hohe Wirbelzähigkeit aus den RANS-Grenzschichten die Entwicklung aufgelöster LES-Turbulenz verzögert. Genauer liegt hier der Schwerpunkt auf der Behandlung der „RANS zu LES Transition“ (RLT) in den Regionen der frühen freien Scherschichten nach Ablösung der anliegenden RANS-Wandgrenzschicht. Da, mit Ausnahme weniger akademischer Studien, Fluktuationen nicht explizit in die RLT-Zonen aufgebracht werden, ist die DES von den natürlichen Instabilitäten der freien Scherschicht abhängig, um abgelöste Turbulenz zu entwickeln. Dieser Prozess wird durch die Produktion hoher Wirbelviskositätsraten bei Standard-DES Formulierungen behindert, insbesondere bei typischen Netzen mit schlechten Auflösungsvermögen in lateraler Richtung im Vergleich zur Scherschichtdicke. Dieser Umstand hat in der Vergangenheit zur Verwendung der impliziten

LES (ILES) in vielen Strahlärmarbeiten geführt. Jedoch ergeben sich hiermit prinzipielle Unzulänglichkeiten sollte wiederum die Freistrahlturbulenz mit festen Körpern interagieren, so wie es bei der Zielanwendung einer Triebwerkstrahl-Flügelklappen-interaktion eines Flugzeuges zu erwarten ist. Die implementierten Formulierungen wirken einem Übermaß an Wirbelviskosität in den frühen freien Scherschichten entgegen ohne das Modellverhalten in anderen Regionen zu beeinträchtigen.

Methode

Das aktuelle von der EU finanzierte Forschungsprojekt Go4Hybrid [26] hat die Aufgabenstellung einer gezielten Minderung des „Grey Area“ Problems in DES-ähnlichen Verfahren. Daraus entstanden wird eine Verbesserung der DES in [25] formuliert, was zu einer signifikant beschleunigten RANS zu LES Transition in frühen freien Scherschichten führt. Wichtige Merkmale, wie der nicht-zonale Ansatz und die Allgemeingültigkeit der DDES bleiben erhalten. Zwei entscheidende Modifikationen werden kombiniert vorgenommen, welche wesentlich die Wirbelviskosität in den frühen Freistrahlscherschichten reduziert ohne die Funktionsweise des Hintergrundturbulenzmodells (*sub-grid scale*, SGS) in anderen Bereichen zu beeinträchtigen. Diese Modifikationen werden nachfolgend kurz zusammengefasst bevor eine detailliertere Beschreibung in den weiteren Abschnitten erfolgt:

- Eine Netzfilterlänge $\tilde{\Delta}_\omega$ wird adaptiv zur Wirbelstärke definiert, was analoge zur Standard-DES $\Delta_{max} = \max(\Delta_x, \Delta_y, \Delta_z)$ bei isotroper Turbulenz liefert, jedoch reduziert wird zu $\tilde{\Delta}_\omega = \max(\Delta_x, \Delta_y)$, wenn die Wirbelachse mit z ausgerichtet ist.
- Der LES-Modus der DES wird äquivalent zum σ Modell von Nicoud et al. formuliert (Originalformulierung ist äquivalent zum Smagorinsky Modell). Die σ Formulierung nutzt Informationen aus den Geschwindigkeitsgradienten, um lokal zweidimensionale Strömungszustände zu erkennen und die Wirbelviskosität im Grenzfall auf verschwindend kleine Werte zu reduzieren. In lokal dreidimensionalen Strömungszuständen wird das kalibrierte SGS Modellverhalten wiederhergestellt.

Wirbeladaptive Netzfilterlänge

Im Folgenden betrachten wir z.B. Strahlscherschichten oder Hinterkanten und definieren o.B.d.A. x , y and z entsprechend ausgerichtet zur Hauptströmungsrichtung, zur Hauptscherungsrichtung und lateral zur Hauptscherungsrichtung. In derartigen Situationen sind effiziente Netze fein in y Richtung und auch fein in x Richtung, jedoch häufig grob in z

Richtung. Hieraus resultierend sind im Wesentlichen stark anisotrope „Stift-“ oder „Bandzellen“ vorzufinden.

Allgemein üblich erfolgt für die DES die Definition der Netzfilterlänge Δ auf Basis der maximalen Kantenlänge der Netzzellen:

$$\Delta_{max} = \max(\Delta_x, \Delta_y, \Delta_z) \quad \text{Gl. 4-12}$$

Obwohl dies eine rationale und robuste Wahl in klassischer LES für nahezu kubische Zellen darstellt, ergibt sich hieraus ein zu konservativ abgeschätztes Netzfiltermaß für Scherschichten mit den oben beschriebenen stark anisotropen Netzzellen.

Chauvet et al. [16] führt ein vielversprechendes Konzept zur Anpassung von Δ in Abhängigkeit von der Ausrichtung des Wirbelvektors zum lokalen Netz ein. Diese Formulierung hat Deck [18] für unstrukturierte Netze verallgemeinert. In Regionen mit zweidimensionalen Strömungszuständen und lokal in grober z Richtung ausgerichteten Wirbelvektoren, wird die Netzfilterlänge auf $\sqrt{\Delta_x \Delta_y}$ reduziert. Auch wenn damit die Dominanz von Δ_z erfolgreich reduziert wird, kann in der Formulierung der starke Einfluss der kleinsten Netzzellweite zu Problemen führen. Dies gilt auch für die weit verbreitete Verwendung der Kubikwurzel des Zellvolumens zur Bestimmung des Netzfiltermaßes, was ursprünglich auf Deardorff [2] ohne theoretische Begründung zurückgeht. Ein alternatives Konzept wird in Mockett et al. (2015) [25] vorgeschlagen, was das Netzfiltermaß auf $\max(\Delta_x, \Delta_y)$ reduziert. Durch das „Dual-Grid Verfahren“ in HYDRA ist eine Umformulierung der Methode erforderlich, was zu weiteren Vereinfachungen führt.

Betrachtet wird eine Zelle mit dem Zentrum \mathbf{r} und den Zellflächenzentren¹ \mathbf{r}_n , womit das Netzfiltermaß $\tilde{\Delta}_\omega$ definiert wird als:

$$\tilde{\Delta}_\omega = \max_{n,m=1,n_{faces}} |(\mathbf{l}_n - \mathbf{l}_m)| \quad \text{Gl. 4-13}$$

mit $\mathbf{l}_n = \mathbf{n}_\omega \times (\mathbf{r}_n - \mathbf{r})$ und \mathbf{n}_ω dem lokalen Einheitswirbelvektor.

¹ Das Zellflächenzentrum wird aus dem Mittelpunkt der Verbindungsstrecke zweier benachbarter Zellzentren bestimmt.

Wie gewünscht wird in den oben beschriebenen Scherschichtströmungen das Netzfiltermaß auf $\max(\Delta_x, \Delta_y)$ reduziert. In lokal dreidimensionalen Strömungszuständen ist damit $\tilde{\Delta}_\omega$ in der Größenordnung von Δ_{max} , mit Ausnahme von Situationen, in denen der Wirbelvektor mit einer der Netzkoordinatenrichtungen (z.B. k) zusammenfällt. Dann reduziert sich das Netzfiltermaß auf $O(\max\{\Delta_i, \Delta_j\})$ und das lokale Auflösungsvermögen des Netzes wird durch die kleinste Netzzellweite nicht überbewertet.

Eine weitere Verbesserung gegenüber dem Originalvorschlag [16], [18] ergibt sich in stark verzerrten Scherströmungen mit Wirbelvektoren, die nicht in z Richtung ausgerichtet sind. Hier werden die Kelvin-Helmholtz Instabilitäten nicht richtig erfasst, da die Originalformulierung derartige Strömungssituationen nicht schnell genug erfasst und Δ übermäßig klein hält.

Zur Veranschaulichung erfolgt eine Darstellung des Netzfiltermaßes $\tilde{\Delta}_\omega$ in Abb. 4-47 für die Testsimulation eines einfachen, statischen, runden, kalten Freistrahls mit einer Machzahl von $M = 0.9$ auf einem groben Netz mit 1.5M. Netzzellen. Die Variation des Netzfiltermaßes mit der augenblicklichen Ausrichtung des lokalen Wirbelvektors ist deutlich zu erkennen. Darüber hinaus wird eine deutliche Reduktion des Zellfiltermaßes $\tilde{\Delta}_\omega$ im Vergleich to Δ_{max} in den Bereichen der frühen Scherschicht mit stark anisotropen Netzzellen erreicht. Hier fällt die Richtung des Wirbelvektors mit der groben azimuthalen Netzrichtung zusammen.

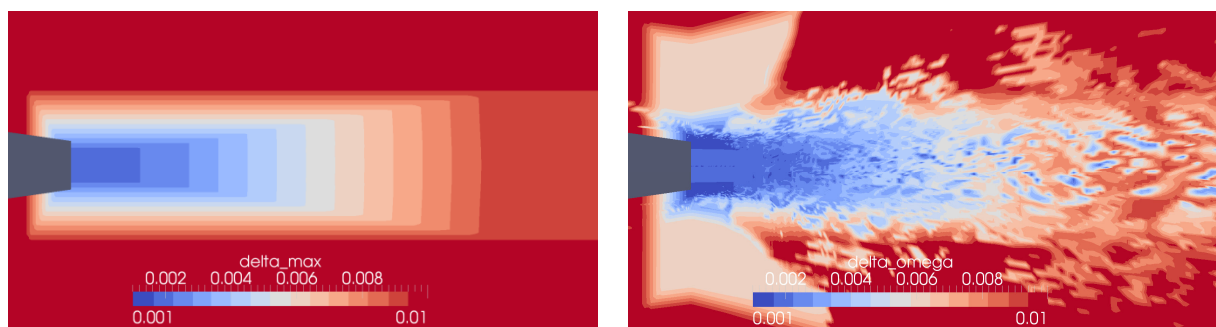


Abb. 4-47 Vergleich von Δ_{max} (links) und $\tilde{\Delta}_\omega$ (rechts) für den Testfall eines einfachen runden Freistrahls mit einem groben Netz

Alternative Formulierung im LES-Modus

Die Formulierung der DES erfolgt durch eine Modifikation des existierenden RANS Modells, indem das modellierte turbulente Längenmaß L_{RANS} mit dem turbulenten DES-Längenmaß

substituiert wird. In der Originalformulierung [33] (DES97) ergibt sich für das DES-Längenmaß:

$$L_{DES97} = \min(L_{RANS}, L_{LES}), \text{ mit } L_{LES} = \Psi C_{DES} \Delta \quad \text{Gl. 4-14}$$

Für das hier verwendete Spalart-Allmaras (SA) RANS Modell [32] wird das RANS-Längenmaß mit Hilfe des wandnormalen Abstandes (Wandabstand) d_w definiert. C_{DES} bezeichnet ein Modellparameter analog zur Smagorinsky Konstante und Ψ ein Term, der später hinzugefügt wurde [34][34], um ungewünschte Aktivitäten der „Low-Re“ Turbulenzmodellterme im LES-Modus zu kompensieren.

Da in HYDRA die SA-Turbulenzmodell ohne die optionalen Terme f_{t1} und f_{t2} zur Verfügung steht, erfolgt eine geringfügige Anpassung der Ψ Funktion [24]:

$$\Psi^2 = \min \left[10^2, \frac{1}{\max(f_{v1}, 10^{-15})} - \frac{f_{v2} C_{b1}}{\max(f_w^* f_{v1} \kappa^2 C_{w1}, 10^{-15})} \right] \quad \text{Gl. 4-15}$$

Alle Konstanten und Funktionen entsprechen der Originalformulierung des SA-Turbulenzmodells. $f_w^* = 0.4241$ bildet den asymptotischen Grenzwert der Funktion f_w .

Die DES97 blendet damit zwischen RANS-Modus nahe von Wänden und LES-Modus in wandfernen Rechengebieten, wobei die Übergangsposition von der lokalen Netzauflösung abhängig ist.

Die Modifikationen der „*delayed* DES“ (DDES) [34] erweitert die DES97-Formulierung um die Einführung einer Schutzfunktion, die sicherstellt, dass anliegende Grenzschichten unabhängig von der lokalen Netzauflösung sicher im RANS-Modus bleiben. Das DDES Längenmaß ist hiermit definiert als

$$L_{DDES} = L_{RANS} - f_d \max(0, L_{RANS} - L_{LES}) \quad \text{Gl. 4-16}$$

wobei die Funktion

$$f_d = 1 - \tanh[(C_{d1} r_d)^{C_{d2}}], \quad r_d = \frac{v_t + \nu}{\max\left(\kappa^2 d_w^2 \sqrt{\frac{\partial u_i}{\partial x_j} \frac{\partial u_i}{\partial x_j}}, 10^{-10}\right)} \quad \text{Gl. 4-17}$$

zwischen 0 innerhalb der Grenzschicht und 1 in der Nähe des äußeren Grenzschichtrandes blendet. In der freien Scherströmung mit $f_d = 1$ ergibt sich zudem: $L_{DDES} = L_{LES}$. Für eine

Standard-DDES werden die Konstanten der Schutzfunktion mit $C_{d1} = 8$ und $C_{d2} = 3$ angegeben. In Kombination mit dem verbesserten Modell wird $C_{d1} = 10$ anhand des Testfalles einer ebenen Platte neu kalibriert [20].

Das Modellverhalten einer DES in LES-Mode entspricht dem eines Smagorinsky Modells und den daraus resultierenden vielfältig bekannten Defiziten. Von besonderer Relevanz ist hier das Unvermögen des Smagorinsky Modells die Transition von laminar zu turbulenten Strömungssituationen korrekt zu behandeln. Die Sensitivität zur mittleren Scherung der Strömung führt zu einem hohen Grad an Wirbelzähigkeit, was den (aufgelösten) Transitionsprozess dämpft. Übertragen auf die DES trägt dieses Modellverhalten auch zu dem oben erwähnten RLT Problem bei, indem die Entwicklung aufgelöster Turbulenz ursprünglich hervorgerufen durch natürlichen Scherschichtinstabilitäten entscheidend behindert wird.

Zur Umgehung dieser Nachteile wurden verschiedene Modelle entwickelt, die häufig auf nicht-lokale Informationen zurückgreifen (z.B. dynamic and high-pass filtered models), was impraktikabel im Gebrauch von industriell genutzten CFD Lösern ist. Das von Nicoud et al. vorgeschlagene WALE [27] und σ [28] [28]Modell hingegen ist vollständig lokal formuliert. In diesen Modellen wird ausschließlich auf den lokal verfügbaren Geschwindigkeitsgradienten zurückgegriffen, um zwischen lokal zwei-dimensionalen Strömungssituationen (ebene Scherung) mit geringer Wirbelviskositätsproduktion und vollständig drei-dimensionalen Strömungssituationen mit regulären SGS Modellverhalten zu unterscheiden. Dieser vielversprechende Modellansatz bietet effektive Möglichkeiten RLT zu beschleunigen und eine robuste lokale Formulierung zu gewährleisten. Anzumerken ist, dass die Übertragung dieser Ansätze ausschließlich für den LES-Modus der DES erfolgt, um die RLT zu verbessern. Das Verhalten der DES nahe der Wand wird nicht beeinflusst, da die Grenzschichten davon unabhängig vollständig im RANS-Modus beschrieben werden.

Ursprünglich wurden beide Varianten (WALE und σ) getestet. Die Ergebnisse verschiedener Testfälle (insbesondere eine Delta-Flügelkonfiguration [20]) führten zu einer Präferenz der allgemeingültigeren σ Formulierung. Daher beschränken wir uns im Folgenden auf die σ -basierte Formulierung.

Die entscheidenden Änderungen betreffen den Differentialoperator für das mittlere Geschwindigkeitsfeld. The algebraische σ LES Modell [28] ist wie folgt definiert:

$$v_t = (C_\sigma \Delta)^2 S_\sigma^*, \quad S_\sigma^* = \frac{\sigma_3(\sigma_1 - \sigma_2)(\sigma_2 - \sigma_3)}{\sigma_1^2}, \quad \text{Gl. 4-18}$$

mit $\sigma_1 \geq \sigma_2 \geq \sigma_3 \geq 0$ den drei Invarianten des Geschwindigkeitsgradiententensors, deren effektive Berechnung in der Originalveröffentlichung angegeben ist.

Um σ Modellverhalten im LES-Modus der DES zu erreichen bleibt die Substitution der Längenskalen (Gl. 4-16 für DDES) unverändert erhalten und eine zusätzliche Funktion zur Substitution des dazugehörigen Terms im LES-Modus wird eingeführt. Die Invariante des Geschwindigkeitsgradienten des zugrundeliegenden RANS Modells S_{RANS}^* ² wird substituiert durch

$$S_{\sigma-DDES}^* = S_{RANS}^* - f_d \text{pos}(L_{RANS} - L_{LES})(S_{RANS}^* - B_\sigma S_\sigma^*) \quad \text{Gl. 4-19}$$

wobei der Schalter zur Detektion von DES97 RANS und LES Modus wie folgt definiert ist:

$$\text{pos}(a) = \begin{cases} 0, & \text{if } a \leq 0 \\ 1, & \text{if } a > 0 \end{cases} \quad \text{Gl. 4-20}$$

In den Bereichen mit aktiver Schildfunktion f_d erfolgt ein kontinuierlicher Übergang entsprechend den Werten, die f_d annehmen kann. Zu beachten ist, dass dies nur in den Bereichen gilt, in denen f_d aktiv ist und hier auch die Längenmaßsubstitution erfolgt. Für hinreichend grobe Netze kann das RANS-LES Interface außerhalb der Grenzschicht liegen (gemäß DES97), und Gl. 4-19 führt zu einem unstetigen Umschalten zwischen S_{RANS}^* auf der RANS-Seite und $B_\sigma S_\sigma^*$ auf der LES-Seite des Interfaces. Mit Verzicht auf die unstetige pos-Funktion in Gl. 4-19 wird der LES-Modus des $S_{\sigma-DDES}^*$ Terms aktiviert sobald f_d von Null abweicht, was hier nicht wünschenswert in Anbetracht der Netzfeinheit ist.

Die resultierenden Formulierungen der Modelle in LES-Modus sind in Tab. 4-7 zusammengefasst. Der Parameter B_σ wird eingeführt, sodass der effektive LES Modellparameter äquivalent zu den verschiedenen DES-Varianten ist. Der Parameter kann von $B_\sigma = C_\sigma^2 / C_S^2$ abgeleitet werden, was für isotrope Turbulenz unter Verwendung des OpenFOAM Löser bestätigt wurde [25]. Für ein gegebenes zugrundeliegendes RANS Modell und numerischen Verfahren bleibt der Wert der C_{DES} Konstante in allen Varianten

² Für das Spalart-Allmaras Modell wird $S_{RANS}^* = \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}}$ substituiert (nicht \tilde{S}).

erhalten. Der Ausdruck für die Ψ Funktion bleibt mit der σ Modifikation ebenfalls unverändert erhalten.

Modell	Effektive LES Modellparameter und Werte kalibriert für isotrope Turbulenz mit OpenFOAM	Differentialoperator für das Geschwindigkeitsfeld im LES-Modus
Smagorinsky [31]	$C_S = 0.20$	$\sqrt{2S_{ij}S_{ij}}$
σ [28]	$C_\sigma = 1.68$	S_σ^*
DES [31], [34]	$\sqrt{A}C_{DES}\Psi$ ($C_{DES} = 0.65$ for SA-DES)	S_{RANS}^* ($= \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}}$ for SA-DES)
σ -DES [25]	$\sqrt{A}C_{DES}\Psi$ ($C_{DES} = 0.65$ for SA-DES)	$B_\sigma S_\sigma^*$ ($B_\sigma = 67.8$)

Tab. 4-7 Zusammenfassung der Modellformulierungen im LES-Modus

Lokale Variation der numerischen Dissipation

Zusätzlich zur Vermeidung übergroßer Wirbelviskositätsanteile in den frühen Scherschichten des turbulenten Freistrahls, muss auch die numerische Dissipation des Verfahrens möglichst minimiert werden. Hier ist ein Kompromiss zu finden aus geringer numerischer Dämpfung und einem stabilen Verfahren, das realistische physikalische Ergebnisse liefert. Zum Projektbeginn standen keine speziellen akustischen Randbedingungen zur Verfügung und werden aktuell im Rahmen des LuFo-IV Projektes PERFECT entwickelt. Daher ist es wünschenswert die numerische Dissipation lokal an den Rechengebietsgrenzen zu erhöhen, um in Kombination mit einer sukzessiven Netzvergrößerung eine Art numerische Dämpfungszone (*numerical sponge layer*) zu generieren. Hiermit sollen Reflexionen und nicht-physikalische Geräuschquellen infolge des konvektiven Transports von Wirbeln über die Rechengebietsgrenzen vermieden werden. Dafür wurde ein Modul in das RR Programmsystem implementiert, das eine lokale Steuerung der Dissipationsparameter ε_2 and ε_3 nutzerfreundlich über die Steuerdatei des Strömungslösers zulässt.

Exemplarisch ist der Dissipationsparameter ε_2 für den Testfall eines einfachen turbulenten Freistrahls in Abb. 4-48 dargestellt. In einem üblichen Setup werden zunächst die Strömungsregionen identifiziert, in denen möglichst geringe Werte der Dissipationsparameter wünschenswert sind. Auf den Seiten der Flächen, die die Regionen minimaler Dissipation einschließen werden die gewünschten minimalen Werte für ε_2 und ε_3 definiert. Außerhalb

dieser Fokusregion steigen die Werte der Dissipationsparameter sukzessive bis zu den Rechengebietsgrenzen an.

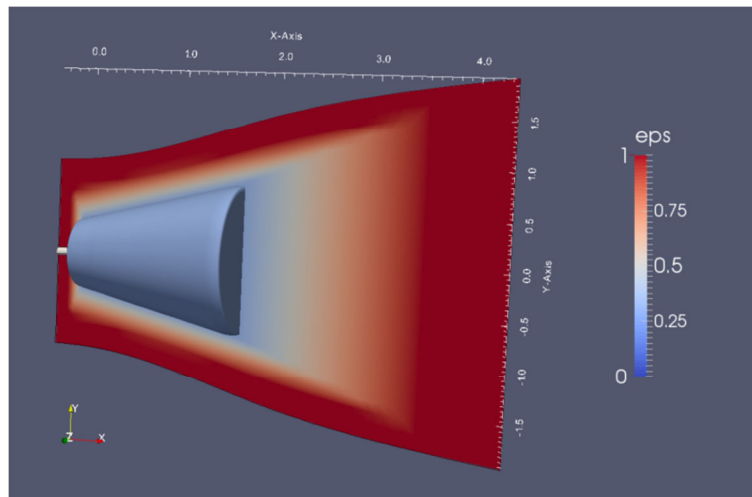


Abb. 4-48 Beispielhafte Darstellung des Dissipationsparameters für einen einfachen turbulenten Freistrah. Dargestellte Iso-Fläche für $\varepsilon = 0.3$.

Effiziente Ausgabe der Daten der FWH-Oberfläche

Das Geräusch an Beobachterpositionen im akustischen Fernfeld können effizient mit integralen Verfahren, wie das Verfahren von Ffowcs-Williams und Hawkins (FWH) berechnet werden. Diese Verfahren erfordern Daten der Nahfeldfluktuationen auf einer 2D-Oberfläche, die den Triebwerksstrahl einschließt. Da diese Informationen kontinuierlich während der instationären Simulationen erfasst werden müssen ist ein effizientes Ausgabe der FWH-Daten erforderlich.

Bei der Ausgabe instationärer Daten durch ein paralleles Programmsystem ergeben sich folgende wichtige Einschränkungen und Limitierungen:

- Der verfügbare Festplattenspeicher
- Die maximale Anzahl von Dateien
- Der Speicherplatzbedarf einer Datei
- Zeit zum Ausschreiben der Daten während der Simulation
- Zeit zum Lesen der Daten bei der Datenanalyse

Bei der Implementierung einer effizienten Datenausgabe wurden diese Einschränkungen berücksichtigt durch:

- Die Datenausgabe erfolgt binär
- Daten werden zwischengepuffert, sodass die Ausgabe mehrerer Zeitschritte jeweils in einer Operation erfolgt
- Verwendung mehrerer Dateien, die jeweils die Daten mehrerer Zeitschritte enthalten

Dieser Ansatz ermöglicht einen schnellen räumlichen und zeitlichen Datenzugriff.

Validierungsfall: Freistrahler (Single-Stream Jet, SSJ)

Randbedingungen

Zur Bewertung und Validierung der implementierten Programmiererweiterungen wird ein repräsentativer Testfall eines einfachen, runden, kalten Freistrahlers (cold round SSJ) untersucht. Geometrie und Strömungsspezifikationen eines ausgesuchten Testfalls der SILOET Messkampagne wurden von RRD [35] [35] bereitgestellt. Die Strömungsbedingungen sind in Tab. 4-8 zusammengefasst.

Düsendurchmesser (innen)	$D = 101.6 \text{ mm}$
Strahlmachzahl	$V_j/a_0 = 0.875$
Temperaturverhältnis (statisch)	$T_j/T_{amb} = 1.0$
Flugmachzahl	$V_{flight}/a_0 = 0.0$
Umgebungstemperatur (statisch)	$T_{amb} = 288.15 \text{ K}$
Umgebungsdruck (statisch)	$p_{amb} = 101325 \text{ Pa}$

Tab. 4-8 Zusammenfassung der Strömungsbedingungen für den einfachen Freistrahler

Die Ergebnisse werden dimensionslos mit Hilfe des Düsendurchmessers D und der Strahlgeschwindigkeit $V_j = 297.73 \text{ m/s}$ dargestellt, sofern nicht anders angegeben. Die dynamische Viskosität von Luft bei T_{amb} wird als $\mu_{ref} = 1.81 \times 10^{-5} \text{ kg/(m}\cdot\text{s)}$ angenommen. Mit der Umgebungsdichte $\rho_{amb} = 1.225 \text{ kg/m}^3$ lässt sich eine Reynoldszahl von $Re_D = 2.05 \times 10^6$ angeben.

Rechengebiet und numerisches Netz

Ein strukturiertes Netz (siehe Abb. 4-49(links)) wurde mit den axialen Fernfeldabmessungen $-20 \leq x/D \leq 70$ und radial $r/D \approx 40$ am Rechengebietseintritt zu $r/D \approx 50$ am

Rechengebietsaustritt erstellt. Das Rechengebiet ist damit größer, als das von Shur et al. [29] eines vergleichbaren Freistrahls. Dies ist eine direkte Folge der oben beschriebenen speziellen Randbehandlung in Abwesenheit verfügbarer akustischer Randbedingungen.

Das düseninnere Netz erstreckt sich stromauf bis zu der Position $x/D = -10$, an der Blockprofile als Düseneintrittsbedingungen vorgegeben werden. Damit kann sich eine Grenzschicht innerhalb der Düse entwickeln, die hier entsprechend im RANS-Modus der DES behandelt wird.

Das Netz folgt einer O/H Blocktopologie (d.h. ein H-Block vermeidet singuläre Zellen an der Strahlachse, siehe Abb. 4-49(rechts)) und besteht aus 15.4M Zellen (16.8M Punkten). 826 Netzzellen sind entlang der Strahlachse angeordnet (davon 689 Netzzellen stromab der Düse) und 160 Netzzellen in azimuthaler Richtung. Daraus ergeben sich ca. 116 Netzzellen in radialer Richtung. Die stumpfe Hinterkante der Düse (ca. $0.01D$ dick) wird radial mit 8 Netzzellen aufgelöst.

Eine starke axiale Verfeinerung erfolgt an der stumpfen Hinterkante der Düse. Diese Vorgehensweise hat in begleitenden Projekten eine deutlich verbesserte frühe Scherschichtentwicklung gezeigt. Jedoch konnte für diesen Anwendungsfall keine Verbesserungen in den Ergebnissen beobachtet werden.

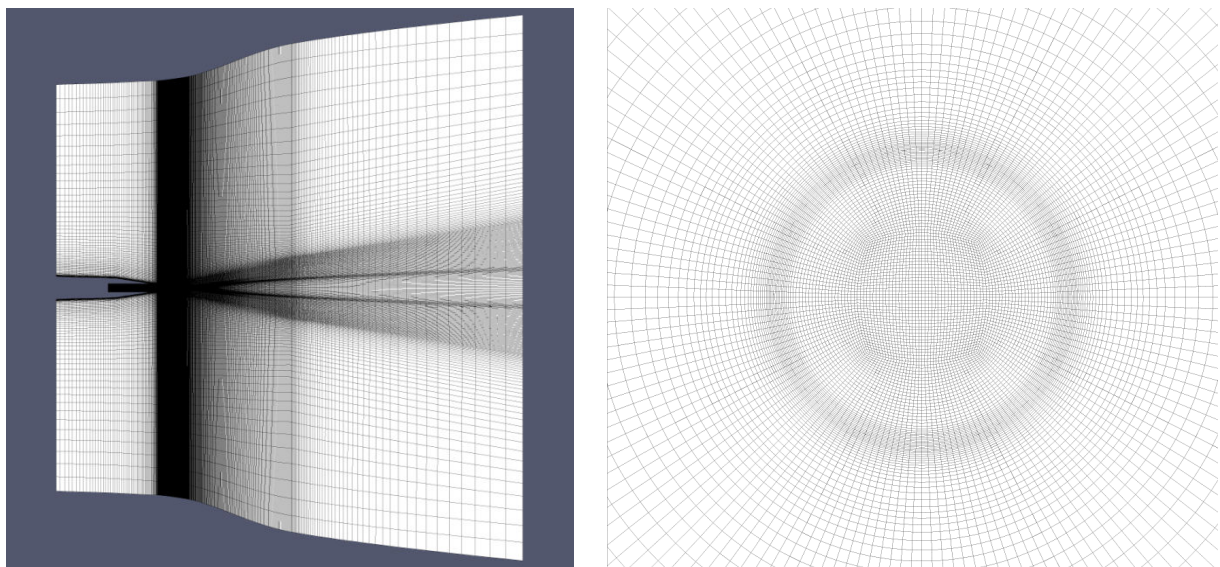


Abb. 4-49 Seitenansicht des Rechengebietes (links), Netz im Axialschnitt bei $x/D=1$ (rechts).

Die axiale Netzauflösung folgt einem Zellaufweitungsverhältnis von ca. 0.5% in unmittelbarer Nähe zur Düsenhinterkante, gefolgt von 3% im größten Teil des Freistrahls (*region of interest*, ROI) und 8% stromab von $x/D = 25$ (Dämpfungszone). Profile der axialen Netzzellweite entlang der Strahlachse sind in Abb. 4-50 dargestellt.

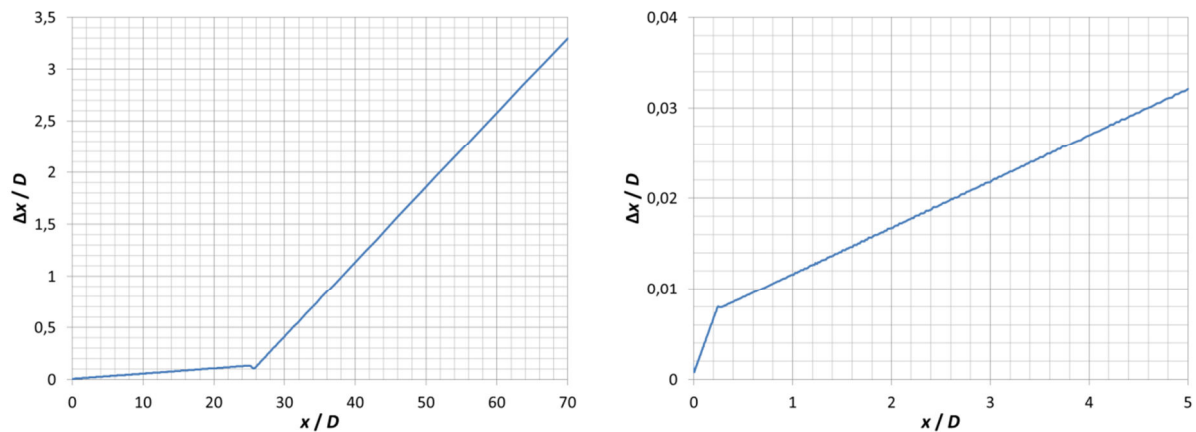


Abb. 4-50 Entwicklung des axialen Netzzellweite entlang der Strahlachse bis zum Austritt (links) und für den Ausschnitt $0 \leq x/D \leq 5$ (rechts).

Numerisches Setup

Die SA- σ -DDES + $\tilde{\Delta}_\omega$ Turbulenzmodellvariante (siehe oben) wird in allen nachfolgenden Untersuchungen verwendet. Mit einer Zeitschrittweite von $7.5 \times 10^{-4} D/U_j$ wird eine konvektive CFL-Zahl kleiner als eins für die im LES-Modus befindlichen Düsenregionen sichergestellt. Innerhalb der ersten 7-9 Iterationen auf einem Zeitschritt sinken die maximalen Residuenbeträge um ca. zwei Größenordnungen. Die inneren Iterationen erfolgen bei einer CFL-Zahl von 1.5.

An den festen Brandungen sind viskose Wandrandbedingungen gesetzt. Am subsonischen Düseneintrittsrand werden Totalgrößen und eine axiale Zuströmung vorgegeben (Totaltemperatur $T_{tot} = 332.27$ K, Totaldruck $p_{tot} = 166834$ Pa). Die Behandlung der Freistromränder am äußeren Radius und Domaineintritt erfolgt mit einer Fernfeldrandbedingung. Dabei wird an den Freistromrändern eine kleine axiale Strömungsgeschwindigkeit aufgeprägt ($M = 0.01$), um eine stabil ausgeprägte Strömungsrichtung im gesamten Rechendomän zu garantieren. Am subsonischen Austrittsrand wird der statische Umgebungsdruck ($p = p_{amb}$) eingestellt.

Eine Reihe unterschiedlicher FWH-Oberflächen werden für die Fernfeldintegration definiert. Dabei werden zwei Gruppen „nicht-netzkonformer“ und „netzkonformer“ FWH-Oberflächen unterschieden. Die erste Gruppe der nicht-netzkonformen FWH-Oberflächen werden ausschließlich auf der Basis von Strömungsvisualisierungen definiert und sind nicht am darunterliegenden DES-Rechennetz ausgerichtet. Die nahe FWH-Oberfläche (Bezeichnung mit Index 0) schließt so eng wie möglich die Strahlerturbulenz ein. Die weiteren Oberflächen bilden Vielfache des Radius der Oberfläche 0. Die netzkonformen FWH-Oberflächen folgen den Gitterlinien des darunterliegenden DES-Rechennetzes. Beide Gruppen sind in Abb. 4-51 für einen Schnappschuss der Strömungslösung dargestellt.

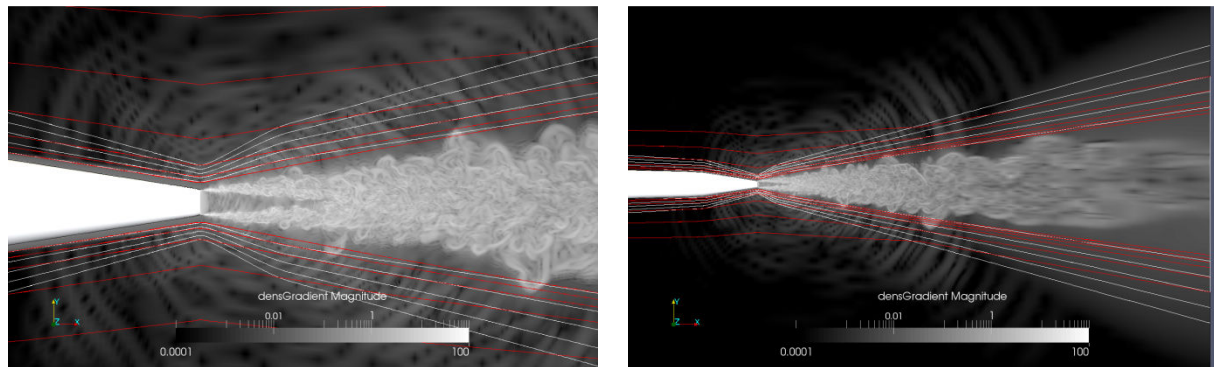


Abb. 4-51 Absolutbetrag des Dichtegradienten überlagert mit netzkonformen (rot) und nicht-netzkonformen (grau) FWH-Oberflächen. Die FWH-Oberflächen sind von 0 (nah) bis 4 (weit) durchnummeriert. Ausschnitt der ROI (links) und des gesamten Rechengebiets (rechts).

Ergebnisse

Die prinzipielle Arbeitsweise des Verfahrens zur Erfassung der Turbulenz ist exemplarisch in Abb. 4-52 für einen Schnappschuss der Strömungslösung dargestellt. Hohe Werte des Viskositätsverhältnisses in der glatten Düsendgrenzschicht deuten auf eine korrekte Funktionalität der Schutzfunktion im RANS-Modus hin. Da die Wirbelviskosität nicht augenblicklich zerfällt, sobald sie durch konvektiven Transport in die LES-Region eintritt, entsteht ein kleines Gebiet mit vergleichsweise hoher Wirbelviskosität und begrenzt die innere Scherschicht. In der freien Scherschicht sind die Wirbelzähigkeitswerte zunächst vernachlässigbar klein bis sich dreidimensional Strukturen anfangen auszubilden. Dies zeigt anschaulich die gewünschte Wirkungsweise der σ Modellformulierung zur Minderung des „Gray Area“ Problems (siehe oben).

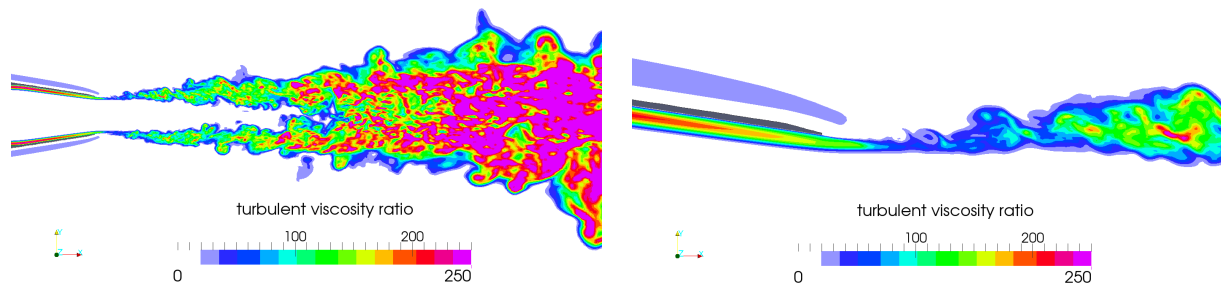


Abb. 4-52 Viskositätsverhältnis eines Schnappschusses der Strömungslösung im Bereich der ROI (links) and für den Ausschnitt der frühen freien Scherschicht (rechts).

Statistische Datenanalyse

Zur Auswertung der Simulationsdaten wird eine Statistik über 143 konvektive Zeiteinheiten ($1 \text{ CTU} = D_j/U_j$, convective time unit) gebildet nachdem der initialtransiente Lösungsvorgang abgeschlossen ist.

Da aktuell keine ausgewerteten PIV Daten aus der SILOET Messkampagne zur Verfügung stehen wird zu Vergleichszwecken auf reichhaltig in der Literatur veröffentlichten Messdaten [14], [15], [22], [23], [30] [30] zurückgegriffen. Zudem wurden Simulationsergebnisse für einen vergleichbaren $M = 0.9$ Freistrahel von Shur et al. [29] freundlicherweise bereitgestellt. Ein direkter Vergleich ist dennoch nur eingeschränkt möglich, da sich insbesondere in den akustischen Fernfelddaten Unterschiede in den Messungen der SILOET-Kampagne und von Viswanathan [36] [36] zeigen.

Im Vergleich mit verfügbaren Veröffentlichungen wird die Potentialkernlänge etwas unterschätzt (Abb. 4-53), was vermutlich aus der Überschätzung der Geschwindigkeitsfluktuationen resultiert (z.B. axiale Fluktuationen in der freien Scherschicht in Abb. 4-54, maximale Fluktuationen und Scherspannungen stromab der Düse in Abb. 4-55). Obwohl das hier verwendete Netz dem zweitfeinsten von Shur verwendeten G3 Netz entspricht, sind die Ergebnisse mit dem etwas gröberem G2 Netz vergleichbar [29]. Dies ist zu erwarten, da das von Shur verwendete Lösungsverfahren von höherer Approximationsordnung ($\approx O(4)$) im Vergleich zu HYDRA ($\approx O(2)$) ist.

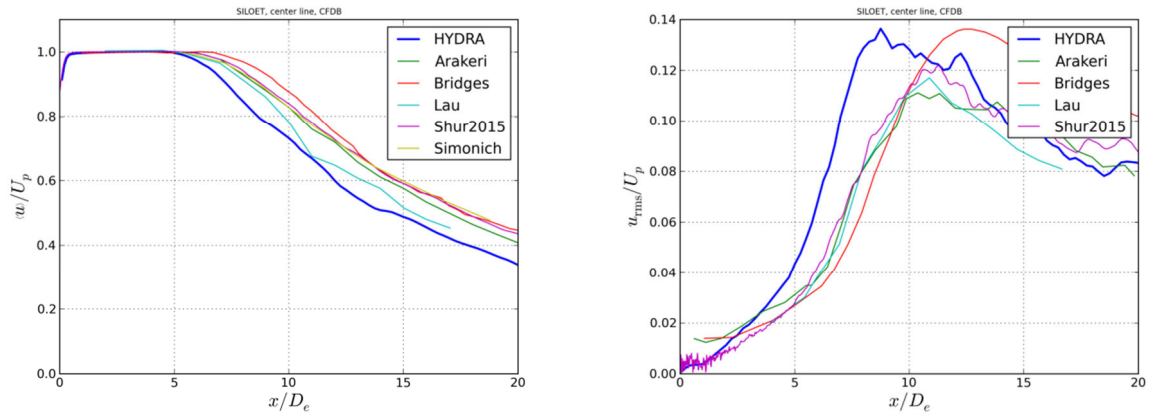


Abb. 4-53 Vergleich der HYDRA-Ergebnisse mit Messdaten und der Referenzsimulation (G4) von Shur et al. [29] für ähnliche Freistrahlfkonfigurationen. Mittlere (links) und fluktuierende (rechts) axial Geschwindigkeit entlang der Strahlachse mit dem Radius $r = 0D$.

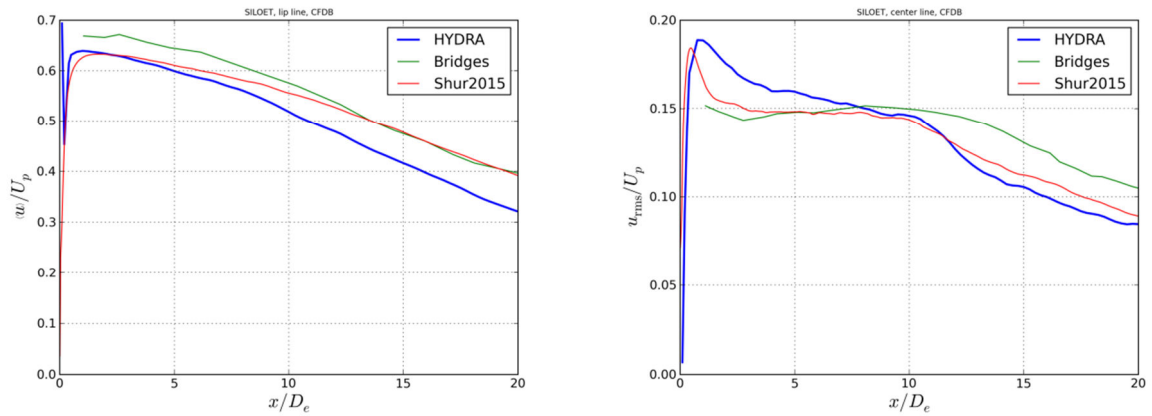


Abb. 4-54 Vergleich der HYDRA-Ergebnisse mit Messdaten und der Referenzsimulation (G4) von Shur et al.[29] [29] für ähnliche Freistrahlfkonfigurationen. Mittlere (links) und fluktuierende (rechts) axial Geschwindigkeit in der freien Scherschicht mit dem Radius $r = 0.5D$.

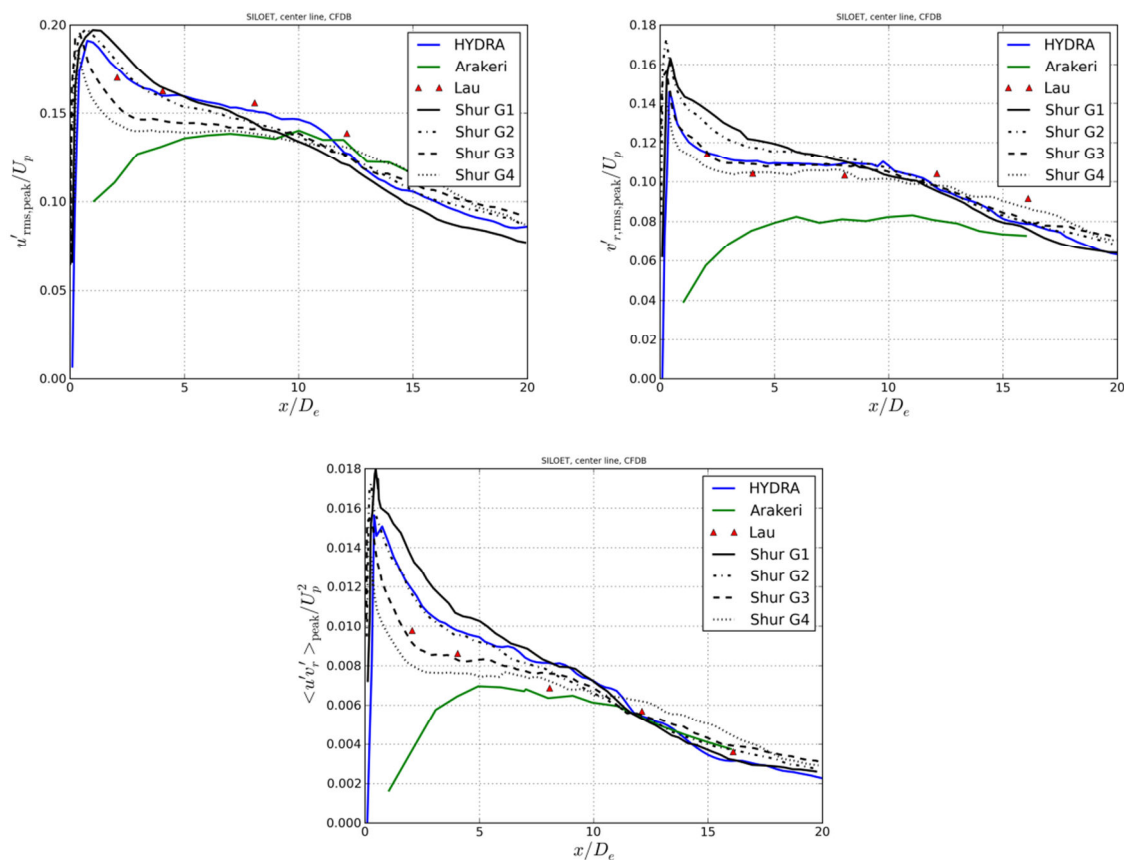


Abb. 4-55 Vergleich der HYDRA-Ergebnisse mit Messdaten und den Referenzsimulationen (variable Netzauflösungen) von Shur et al.[29] [29] für ähnliche Freistrahkonfigurationen. Axiale Profile der radialen Maximalwerte der Axial- (oben links), Radial- (oben rechts) und Scherspannungen (unten).

Akustische Fernfeldintegration

Für die akustische Fernfeldintegration werden die für 100 CTU gespeicherten instationären FWH-Daten verwendet, nachdem der initialtransiente Lösungsvorgang abgeschlossen ist.

Die Bestimmung der akustischen Fernfelddaten erfolgt für Beobachterposition in verschiedenen Abstrahlwinkeln θ ($\theta = 0^\circ$ entspricht der Strahlachse) und sind auf $1m$ Entfernung bezogen. Die Messdaten liegen hier bereits in korrigierter Form (bzgl. atmosphärischer Dämpfung, Feuchtigkeit, etc.) vor.

Validierung der FWH-Datenausgabe

Zunächst wird das nicht-netzkonforme Vorgehen mit dem netzkonformen Vorgehen zur Definition der FWH-Oberflächen verglichen. Der Gesamtschallpegel für variierende Beobachterwinkel (overall sound pressure level, OASPL) ist für netzkonforme und nicht-

netzkonforme FWH-Oberflächen in Abb. 4-56 dargestellt. Befinden sich die Oberflächen hinreichend nahe am Schallquellbereich des Freistrahls (z.B. jeweils die FWH-Oberflächen 0, durchgezogene blaue Linien) sind nur geringe Unterschiede zu beobachten. Wesentliche Abweichungen ergeben sich für die netzkonformen FWH-Oberflächen 4 und 5, da sie bereits sehr weit entfernt von der Strahlachse angeordnet sind (Abb. 4-51).

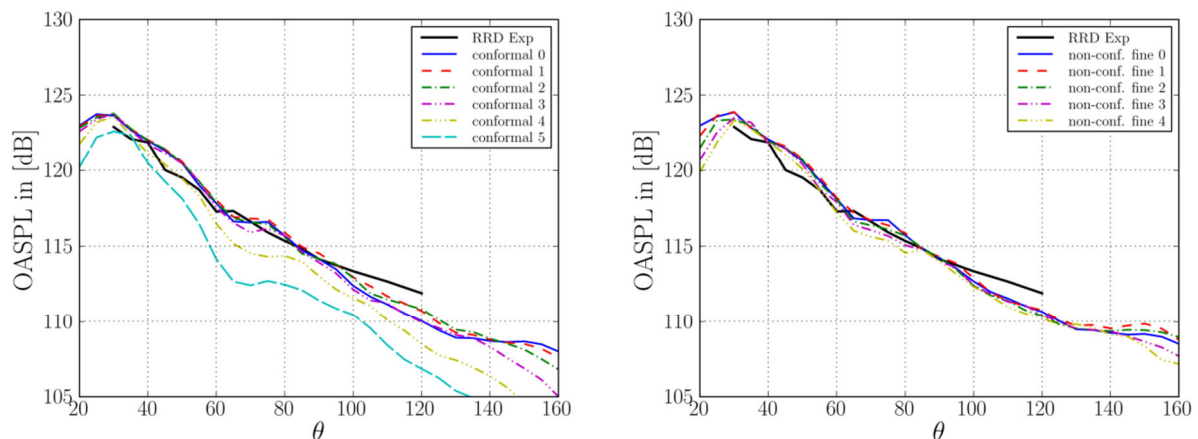


Abb. 4-56 : Vergleich der Gesamtschallpegel über dem Abstrahlwinkel für netzkonforme (links) und nicht-netzkonforme (rechts) FWH-Oberflächen in unterschiedlicher radialer Entfernung zum Schallquellbereich. Messungen von SILOET [35]

Die Spektren in Abb. 4-57 zeigen auch ein hohes Maß an Übereinstimmung zwischen den nahen netzkonformen und nicht-netzkonformen FWH-Oberflächen. Das nicht-netzkonforme Vorgehen kann damit als Validiert betrachtet werden und sollte künftig flexibel für komplexe Konfigurationen (z.B. installierte Treibwerksanwendungen) auf strukturierten/unstrukturierten Netze anwendbar sein. Der wesentliche Einfluss der Platzierung der FWH-Oberflächen wird durch den rapiden Verlust der hohen Frequenzen bei zunehmender radialer Entfernung zum Schallquellbereich deutlich. Der Überlappungsbereich der Spektren unterhalb der Cut-Off Frequenzen deutet darauf hin, dass auch die nahe FWH-Oberfläche nicht zu nahe am Schallquellbereich platziert ist. Für diesen Fall werden hohe nicht-physikalische Geräuschanteile (*spurious noise*) erwartet, welche bei starker Durchdringung der FWH-Oberfläche mit Turbulenz entstehen. In künftigen Untersuchungen sind daher Studien zur optimalen Platzierung der FWH-Oberflächen geplant.

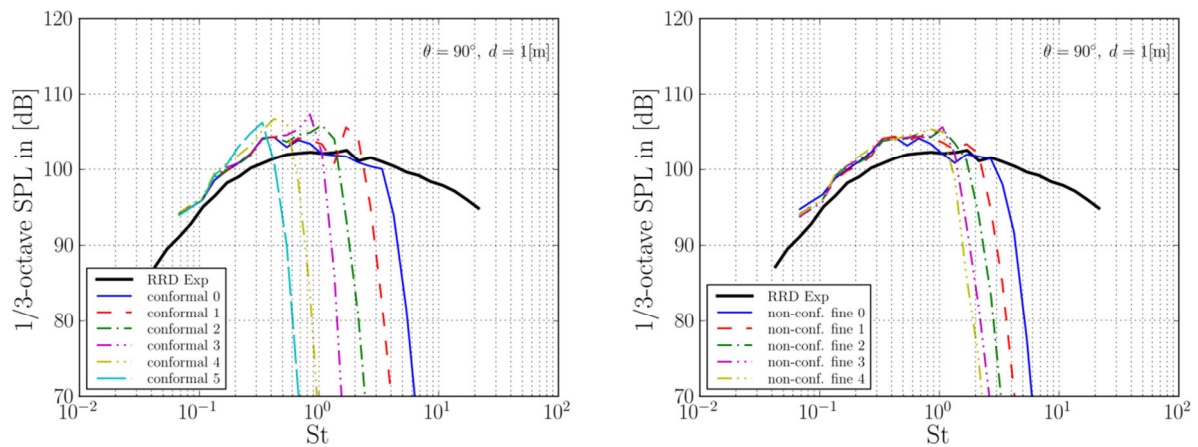


Abb. 4-57 Vergleich akustischer Fernfeldspektren für netzkonforme (links) und nicht-netzkonforme (rechts) FWH-Oberflächen in unterschiedlicher radialer Entfernung zum Schallquellbereich und einem Abstrahlwinkel senkrecht zur Strahlachse. Messungen von SILOET [35]

Nachfolgend sind die Untersuchungsergebnisse zum benötigten räumlichen Auflösung der FWH-Oberflächen zusammengefasst. In der FWH-Referenzoberfläche („fine“) entspricht die räumliche Auflösung näherungsweise der lokalen axialen Auflösung des darunterliegenden DES-Rechnetzes, mit Ausnahme der starken Verfeinerung in unmittelbarer Nähe der Düseninterkante (siehe Abb. 4-58). Es werden vergrößerte FWH-Oberflächen erstellt, um das benötigte räumliche Auflösungsvermögen bestimmen zu können. Für die mit „coarse“ bezeichnete FWH-Oberfläche wird die Netzzellweite verdoppelt, was einer Datenreduktion um den Faktor 4 ($2^2 = 4$) relativ zu „fine“ entspricht. Bei einer weiteren Verdopplung der Netzzellweite („coarsest“) wird bereits eine Datenreduktion um den Faktor 16 ($4^2 = 16$) relativ zu „fine“ erreicht.

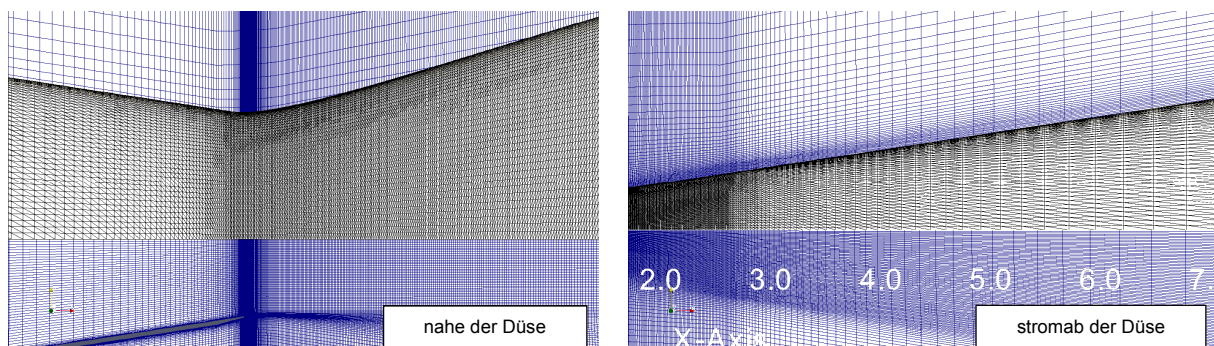


Abb. 4-58 Referenzauflösung (fein) der nicht-netzkonformen FWH-Oberfläche 0 (schwarz) im Vergleich zum darunterliegenden DES-Rechnetz (blau).

Die akustischen Spektren der FWH-Oberflächen mit unterschiedlichen räumlichen Auflösungsvermögen sind in Abb. 4-59 dargestellt. Nahezu identische Ergebnisse deuten ein erhebliches Datenreduktionspotential an, ohne wesentliche Genauigkeitsverluste erwarten zu müssen. In der Schlussfolgerung kann die Datenspeicherung für FWH-Oberflächen mit deutlich größerer lokaler Auflösung erfolgen, als die der darunterliegenden DES-Rechennetze.

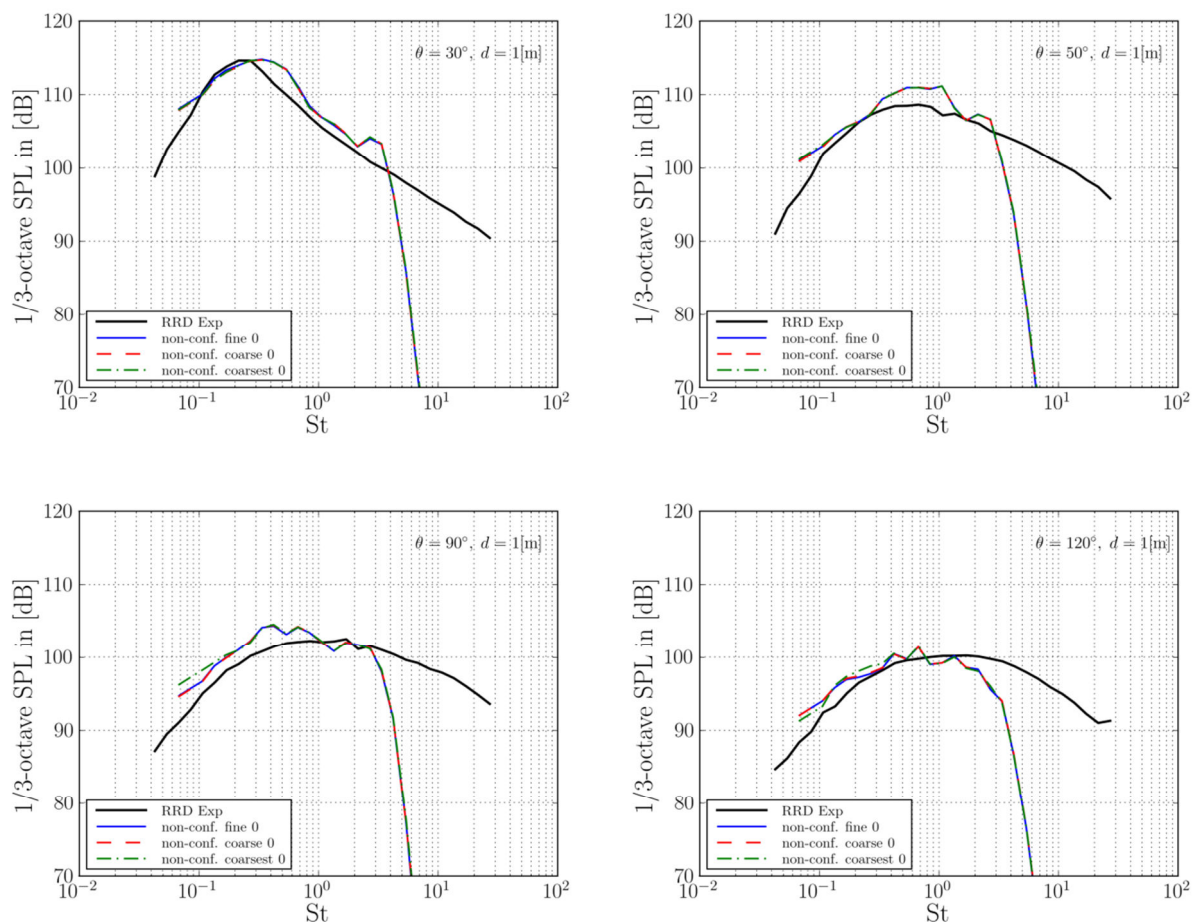


Abb. 4-59 Vergleich der akustischen Fernfeldspektren der nicht-netzkonformen FWH-Oberflächen (Index 0) mit variablen Auflösungsvermögen für unterschiedliche Abstrahlwinkel.

Diskussion der akustischen Ergebnisse im Vergleich zu den Messdaten

Mit der Validierung der nicht-netzkonformen FWH-Oberflächen kann festgestellt werden, dass die nahe nicht-netzkonformen Oberfläche (Index 0) die geeignete Wahl für den Vergleich der Simulationsergebnisse mit den Messdaten bildet. Die folgenden Ergebnisse wurden auf der Basis dieser FWH-Oberfläche mit der Bezeichnung „non-conf. fine 0“ erstellt.

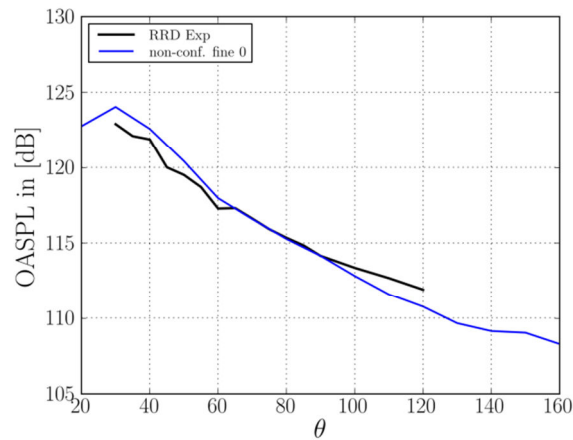


Abb. 4-60 Vergleich der Gesamtschallpegel im akustischen Fernfeld über den Abstrahlwinkel von HYDRA DES mit SILOET Messdaten [35]

Abb. 4-60 zeigt eine gute allgemeine Übereinstimmung des Gesamtschallpegels über den Abstrahlwinkel zwischen den HYDRA DES Simulationsergebnissen und SILOET Messdaten. Die größten Abweichungen werden mit ca. 1.25 dB ermittelt, mit leicht überschätzten Schallpegeln für stromab befindliche Beobachterpositionen ($30^\circ < \theta < 60^\circ$) und überschätzten Schallpegeln für stromauf befindliche Beobachterpositionen ($100^\circ < \theta < 120^\circ$).

Azimutal gemittelte akustische Spektren sind für die Abstrahlwinkel $\theta \leq 90^\circ$ in Abb. 4-61 dargestellt. Die größten Abweichungen werden unabhängig von Frequenz und Abstrahlwinkel für ca. 3 dB ermittelt. Abhängig vom Abstrahlwinkel wird eine maximale Frequenzauflösung im Bereich von $2 < St_{max} < 3$ erreicht.

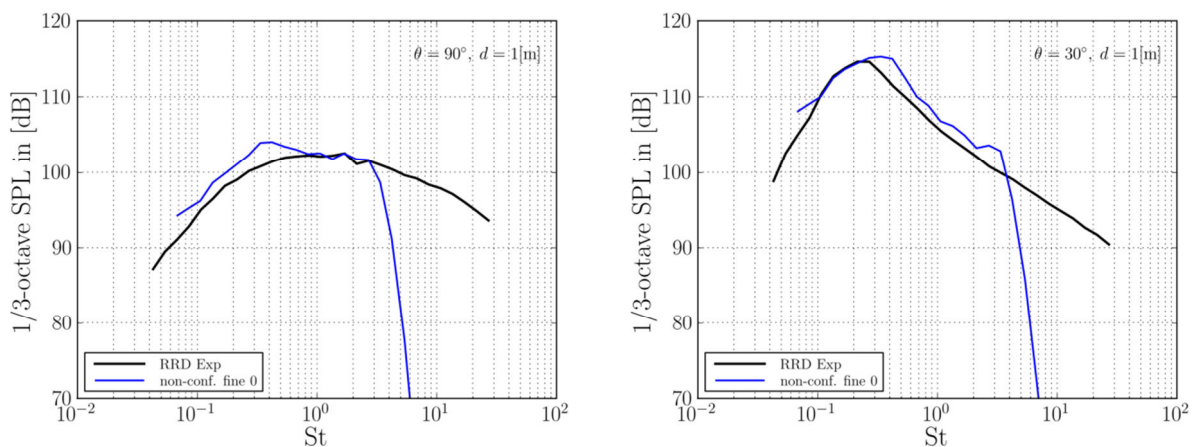


Abb. 4-61 Vergleich akustischer Fernfeldspektren von HYDRA DES mit SILOET Messdaten [35] [35] für Abstrahlwinkel $\theta \leq 90^\circ$.

Validierungsfall: Koaxiale Düse mit Pylon und Bifurkation (Installationseffekte)

Eine deutlich komplexere Anwendung schließt teilweise Installationseffekte durch einen isolierten Pylon (d.h. ohne Flügel) und eine sog. "stream bifurcation" im Nebenstromkanal ein.

Die erhöhte Komplexität durch die Hinzunahme des Pylons hat sich als besonders herausfordernd herausgestellt, da er in den strukturierten Netzbereich des Triebwerksstrahls eindringt und die Homogenität des Netzes in azimuthaler Richtung stört. Die verwendete strukturiert/unstrukturierte Vernetzungsstrategie hat wesentlich dazu beigetragen ein Problem zu vermeiden, dass sich unvermeidbar an der Unterseite des Pylons mit einer vollstrukturierten Vernetzungsstrategie ergibt. Abb. 4-62 zeigt das Oberflächennetz der Triebwerksstrahlkonfiguration mit koaxialer Düse, isoliertem Pylon (ohne Flügel) und Bifurkation im Nebenstrom der Düse. Ein breiter Bereich des Pylons liegt auf der Kernstromdüse auf. Dieser Bereich verengt sich stark bis zur vergleichsweise dünnen Hinterkante des Pylons. Ein vollstrukturierter Vernetzungsansatz fordert an beiden Enden des Pylons die identische azimuthale Netzpunktanzahl, was dementsprechend zu sehr feinen Netzzellen in azimuthaler Richtung an der Pylonhinterkante führt. In der Folge fehlen diese Netzpunkte bei der azimuthalen Auflösung der Fokuszone des Triebwerkstrahls. In Abb. 4-62 ist dargestellt, wie durch ein unstrukturiertes Netz auf der Unterseite des Pylons die azimuthale Auflösung von 56 Zellen an der Kernstromdüse auf 8 Zellen an der Pylonhinterkante reduziert wird.

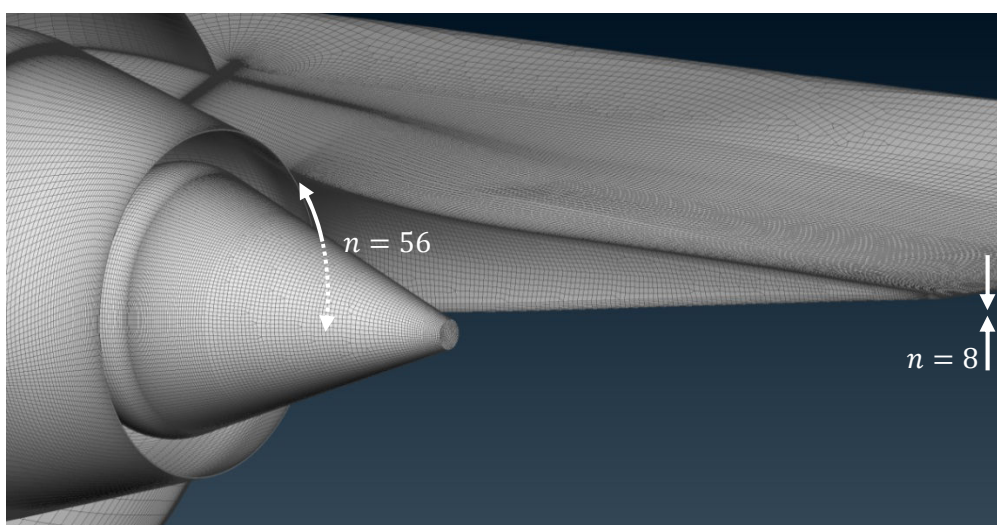


Abb. 4-62 Oberflächennetz der koaxialen Düse mit Pylon und Bifurkation für einen Ausschnitt unterhalb des Pylons.

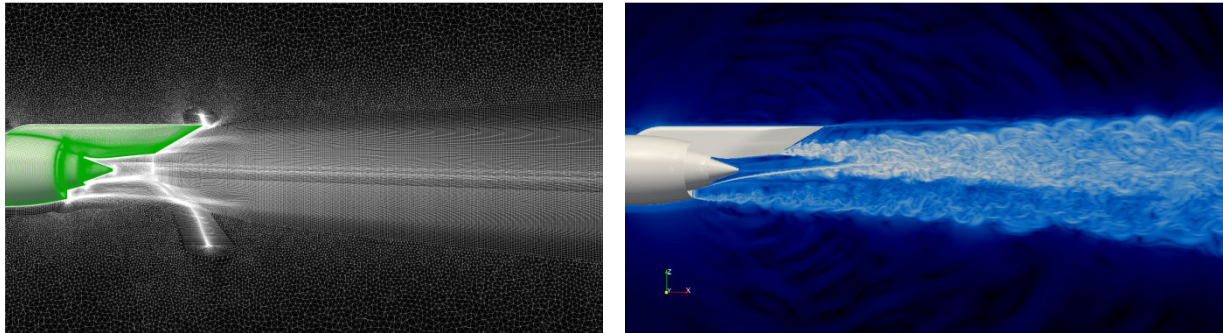


Abb. 4-63 Hybrides strukturiertes/unstrukturiertes Netz für den coaxialen Strahl mit Pylon und Bifurkation (links), Schnappschuss der Turbulenz und des akustischen Feldes der HYDRA Simulation mit verbesserten DDES Modell (rechts).

Abb. 4-63 zeigt das Volumennetz und das korrespondierende Turbulenz-/Akustikfeld für diese Konfiguration. Die axiale Verfeinerung an der Hinterkante des Pylons wird durch das lokal strukturierte Netz in azimuthaler Richtung übertragen. Durch die semistrukturierte Vernetzungsstrategie setzt sich diese Verfeinerung jedoch nicht in den unstrukturierten Außenbereichen des Netzes fort. Keine Störungen sind in den strukturierten Bereichen und lokaler Verfeinerung in Abb. 4-63 (rechts) erkennbar. Das Netz besteht aus ca. 37M Netzzellen mit vergleichbarer azimuthaler Auflösung (mit Ausnahme des Bereichs in unmittelbarer Nähe des Pylons), wie die des oben diskutierten Testfalles eines isolierten Freistrahls.

In Abb. 4-64 bis Abb. 4-66 ist das Strömungsfeld nach einer statistischen Mittelung über 160 CTU (gebildet mit dem Außendüsendurchmesser und der ideal gemischten Strahlgeschwindigkeit) im Vergleich zu PIV Messdaten dargestellt. Zusammengefasst werden gute Übereinstimmungen für das mittlere Strömungsfeld und die hier exemplarisch dargestellte axiale Fluktuationsgeschwindigkeit erzielt. Ein vergleichbarer Übereinstimmungsgrad ist mit RANS-Methoden nicht zu erwarten. In Abb. 4-64 ist zu erkennen, dass die HYDRA-Simulation die Potentialkernlänge des Strahls leicht überschätzt.

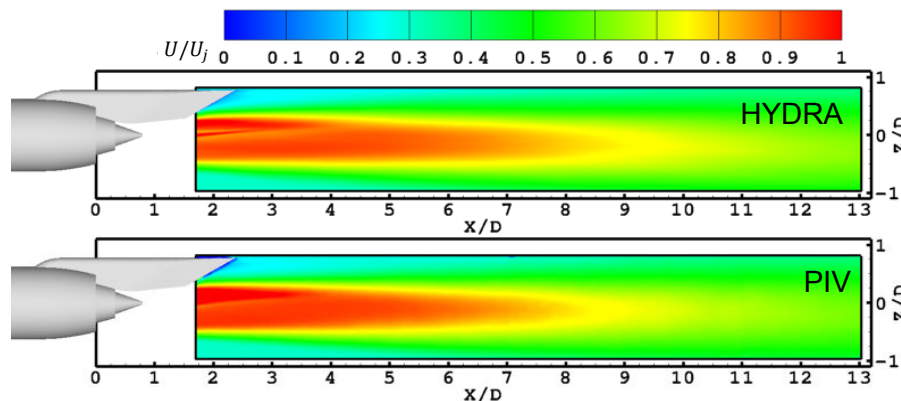


Abb. 4-64 Vergleich der mittleren axialen Geschwindigkeitskomponente in der Symmetrieebene ($y=0$) zwischen HYDRA-Simulation mit verbesserten DDES Modell (oben) und VITAL PIV-Messdaten (unten) für den Testfall einer koaxialen Düse mit Pylon und Bifurkation.

Stromab des Pylons wird ein axiales Wirbelpaar erzeugt, das einen Aufwind im Bereich der Symmetrieebene ($y = 0$) zur Folge hat. Die Vorhersage dieses Effekts erfolgt in guter Übereinstimmung mit dem Experiment, so wie es in Abb. 4-65 zur Darstellung der vertikalen Geschwindigkeitskomponente erkennbar ist. Die gute Übereinstimmung bleibt über den gesamten Bereich der hier dargestellten Axialpositionen x/D erhalten (Abb. 4-65(rechts)).

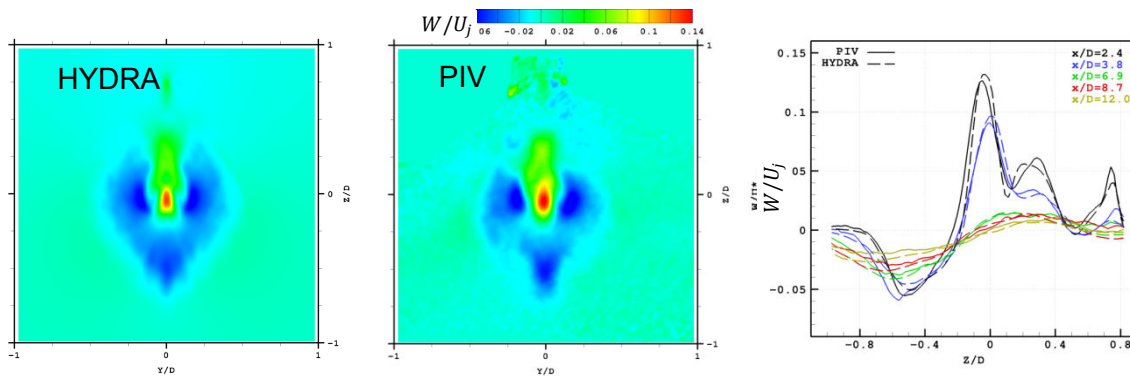


Abb. 4-65 : Vergleich der mittleren vertikalen Geschwindigkeitskomponente zwischen HYDRA-Simulation mit verbesserten DDES Modell und VITAL PIV-Messdaten für den Testfall einer koaxialen Düse mit Pylon und Bifurkation. Axialschnitt für $x/D=2.4$ der Simulation (link)

Die Geschwindigkeitsfluktuationen in der äußeren freien Scherschicht des Strahls (Abb. 4-66) sind in guter Übereinstimmung in Düsennähe (ca. $x/D < 5$) und werden weiter stromab etwas unterschätzt. Die Ursache muss noch weiter untersucht werden, jedoch ist dies vermutlich auch die Ursache für die etwas unterschätzte Potentialkernlänge (Abb. 4-64).

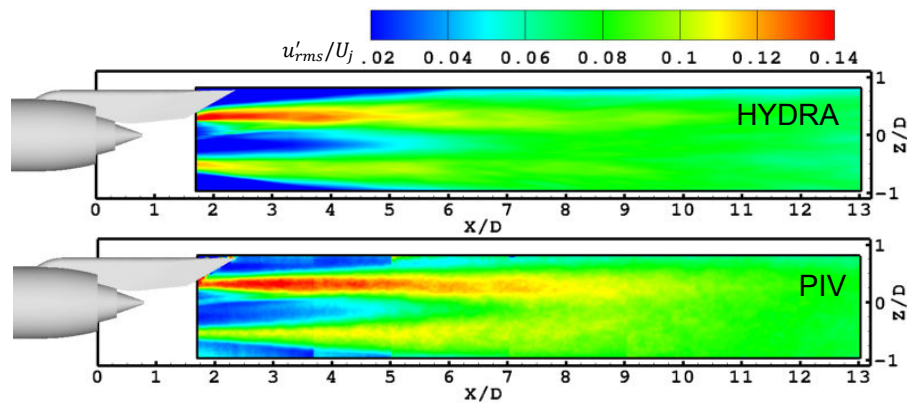


Abb. 4-66 Vergleich der axialen Geschwindigkeitsfluktuationen in der Symmetrieebene ($y=0$) zwischen HYDRA-Simulation mit verbesserten DDES Modell (oben) und VITAL PIV-Messdaten (unten) für den Testfall einer koaxialen Düse mit Pylon und Bifurkation.

4.3.3 Zusammenfassung

4.3.3.1 Methode 1: Akustische Analogien (PIANO/RPM) basierend auf RANS-Simulationen

Der „Best Practice Guide“ von RRD für die Simulation von Düsenstrahlströmungen mit FLUENT wurden erfolgreich auf RANS-Verfahren in TAU übertragen und ein „Best Practice Guide“ für TAU entwickelt. Das Verfahren wurde auf verschiedene Düsen-Flügel-Konfigurationen angewendet. Dieser Ansatz soll in Zukunft weiter verfeinert und angewendet werden. Um die Zeit der Netzgenerierung zukünftig deutlich reduzieren zu können, soll dafür zum Beispiel das Potential hex-dominanter unstrukturierter Netze untersucht werden.

Die Simulation von Düsenstrahlströmungen mit verschiedenen Reynolds-Stress-Turbulenzmodellen in TAU wurde untersucht, ein Verfahren in TAU entwickelt und an einer „*single stream*“-Düse erprobt. Das Verfahren wurde anschließend an drei komplexen und realistischen „*long cow*“-Düsengeometrien mit internem Blütenmischer und Düsenlippenmodifikationen erprobt und ein „Best-Practice-Guide“ erstellt. Das Verfahren führt nach dem derzeitigen „Best-Practice-Guide“ zu deutlich verbesserten Ergebnissen für Düsen mit Lippenmodifikationen, aber auch zu erheblichen Rechenzeiten. Die zukünftigen Arbeiten sollen sich mit der Reduzierung der Rechenzeit befassen.

Das Verfahren zur akustischen Bewertung wurde bei RRD im industriellen Umfeld erprobt. Das Verfahren basiert auf einer stochastischen Quellenbeschreibung im Freistrah (FRPM), welche mit dem CAA Code PIANO gekoppelt wurde. Die Erprobung erfolgte an einer komplexen und realistischen „*long cow*“-Düsengeometrie. Das Verfahren zeichnet sich durch robuste Ergebnisse aus.

4.3.3.2 Methode 2: *Detached Eddy Simulation (DES)*.

Eine neue DDES Variante wurde erfolgreich in das RR Programmsystem HYDRA implementiert, was die „RANS zu LES Transition“ freier Scherschichten im Vergleich zu Standardformulierungen signifikant verbessert. Diese Methode ist besonders für die komplexe Zielanwendung installierter Triebwerksstrahlärmvorhersagen geeignet, da hiermit anliegenden Grenzschichten an Flügel, Pylon und Triebwerksgondel effizient im RANS-Modus behandelbar sind. Eine benutzerfreundliche Methode zur Steuerung der numerischen Dissipationsparameter wurde implementiert, was die Einstellung niedriger Werte in der LES-Fokusregion und hoher Werte an den Rechengebietsgrenzen zur Vermeidung akustischer Reflexionen und ungewollter Geräuschquellen (*spurious noise*) ermöglicht. In einer weiteren Programmverbesserung wurde eine effiziente Ausgabe für die instationären Daten der FWH-Oberfläche implementiert. Hierbei werden die FWH-Daten im Arbeitsspeicher des Rechners zwischengepuffert, um die Anzahl der Schreiboperationen des Filesystems und die Anzahl der abzulegenden Dateien reduzieren zu können.

Die implementierte DDES-Methode wurde gegen einen einfachen repräsentativen Freistrahel validiert. Es ergaben sich gute Übereinstimmungen mit den akustischen Messdaten (SILOET) in der Abstrahlcharakteristik des Gesamtschallpegels (OASPL) und maximalen Abweichungen von 2dB. Auf einem Rechennetz mit 14.5M Netzzellen wird eine Frequenzauflösung von $St = 2$ bis $St = 3$ erreicht. Darüber hinaus wurde die flexibel einsetzbare nicht-netzkonforme FWH-Datenausgabe validiert. Eine Untersuchung des erforderlichen örtlichen Auflösungsvermögens hat ergeben, dass eine signifikante Datenreduktion durch die Vergrößerung der Netzzellweite der FWH-Oberfläche um den Faktor 2 und 4 im Vergleich zum darunterliegenden CFD-Rechennetz möglich ist. Damit ergeben sich vernachlässigbar kleine Auswirkungen auf die Vorhersagegenauigkeit der anschließenden FWH-Fernfeldschallintegration.

Mit dem komplexen Validierungsfall einer koaxialen Düse mit Pylon und Bifurkation konnten erste Installationseffekte untersucht werden. Zur Vernetzung der Konfiguration mit 37M Netzzellen wurde ein hybrider strukturiert/unstrukturierter Ansatz gewählt, der einen guten Kompromiss zwischen einem qualitativ hochwertiges Netz in der LES-Fokusregion und die flexible Erfassung komplexer Geometrien bildet. Die statistische Analyse der Strömungsdaten lieferte gute Übereinstimmungen mit den verfügbaren PIV-Messdaten.

4.3.4 Referenzen TG3

- [1] Gerhold, T.; "Overview of the Hybrid RANS Code TAU", Vol. 89, Springer Verlag; 2005, pp. 81-92."
- [2] Menter, F., "Zonal Two Equation $k-\omega$ Turbulence Models for Aerodynamic Flows", AIAA 93-2906, 1993.
- [3] Menter, F., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications", AIAA Journal, Vol. 32, No. 8, August 1994.
- [4] Jameson, A., Schmidt, W., Turkel, E.: "Numerical Simulation of the Euler Equations by Finite Volume Methods using Runge Kutta Time Stepping Schemes", AIAA-81-1259, 1981.
- [5] Cécora, R.-D., Radespiel, R., Eisfeld, B., & Probst, A. (2014). Differential Reynolds-Stress Modeling for Aeronautics. AIAA Journal. doi:10.2514/1.J053250
- [6] Goebel, S. G., & Dutton, J. C. (1990). Experimental Study of Compressible Turbulent Mixing Layers. AIAA Journal, 29(4), 538–546.
- [7] Bogey, C., & Bailly, C. (2009). Influence of the nozzle-exit boundary-layer thickness on the flow and acoustic fields of initially laminar jets. 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (30th AIAA Aeroacoustics Conference) 11 - 13 May 2009, Miami, FL.
- [8] Sarkar, S., Erlebacher, G., Hussaini, M. Y., & Kreiss, H. O. (1991). The analysis and modelling of dilatational terms in compressible turbulence. Journal of Fluid Mechanics, 227, 473–493.
- [9] Wilcox, D. C. (2002). Turbulence Modeling for CFD. (I. DCW Industries, Ed.) (2nd ed.).
- [10] Pope, S. B. (1978). An Explanation of the Turbulent Round-Jet/Plane-Jet Anomaly. AIAA Journal, 16(3), 279–281.
- [11] Maduta, R. (2014). An eddy-resolving Reynolds stress model for unsteady flow computations: development and application. Dissertation, Technische Universität Darmstadt.
- [12] Menter, F. R., & Egorov, Y. (2010). The Scale-Adaptive Simulation Method for Unsteady Turbulent Flow Predictions. Part 1: Theory and Model Description. Flow, Turbulence and Combustion, 85(1), 113–138.
- [13] Jordan, P., Gervais, Y., Valière, J.-C., & Foulon, H. (2002). Final Results from single point measurements. Project deliverable D3.4, JEAN - EU 5th Framework Programme, G4RD-CT2000-00313, Poitiers.
- [14] V. Arakeri, A. Krothapalli, V. Siddavaram, M. Alkislar & L. Lourenco. On the use of microjets to suppress turbulence in a Mach 0.9 axisymmetric jet, *Journal of Fluid Mechanics* vol. 490, pp. 75-98, 2003.
- [15] J. Bridges & M. Wernet. Establishing consensus turbulence statistics for hot subsonic jets, 16th AIAA/CEAS Conference, 2010.
- [16] N. Chauvet, S. Deck & L. Jacquin. Zonal detached eddy simulation of a controlled propulsive jet, *AIAA Journal* vol. 45(10), pp. 2458-2473, 2007.
- [17] J. Deardorff. A numerical study of three-dimensional turbulent channel flow at large Reynolds numbers, *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 41(2), pp. 453-480, 1970.
- [18] S. Deck. Recent improvements in the zonal detached-eddy simulation (ZDES) formulation, *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, vol. 26, pp. 5223-550, 2012.
- [19] M. Fuchs, C. Mockett, M. Steger & F. Thiele. A novel DES-based approach to improve transition from RANS to LES in free shear layers. In: *Proceedings of the 10th International ERCOFTAC Symposium on Engineering Turbulence Modelling and Measurements*, 1, pp 1-10, 2014.

-
- [20] M. Fuchs, J. Sesterhenn, F. Thiele & C. Mockett. Assessment of novel DES approach with enhanced SGS modelling for prediction of separated flow over a delta wing, *22nd AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, AIAA Aviation*, AIAA 2015-3433, 2015.
- [21] Y. Khalighi, J. Nichols, S. Lele, F. Ham & P. Moin. Unstructured Large Eddy Simulation for Prediction of Noise Issued from Turbulent Jets in Various Configurations, *AIAA-2011-2886, 17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, Portland, Oregon, USA, 2011.
- [22] J. Lau. Effects of exit Mach number and temperature on mean-flow and turbulence characteristics in round jets, *Journal of Fluid Mechanics* vol. 105, pp. 193-218, 1981.
- [23] J. Lau, P. Morris & M. Fisher. Measurements in subsonic and supersonic free jets using a laser velocimeter, *Journal of Fluid Mechanics* vol. 93, pp. 1-27, 1979.
- [24] C. Mockett. A comprehensive study of detached-eddy simulation, PhD Thesis, *Technische Universität Berlin*, 2009.
- [25] C. Mockett, M. Fuchs, A. Garbaruk, M. Shur, P. Spalart, M. Strelets, F. Thiele & A. Travin. Two Non-Zonal Approaches to Accelerate RANS to LES Transition of Free Shear Layers in DES, In: *Progress in Hybrid RANS-LES Modelling*, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design 130, pp 187-201, 2015.
- [26] C. Mockett, W. Haase & F. Thiele. Go4Hybrid: A European Initiative for Improved Hybrid RANS-LES Modelling, In: *Progress in Hybrid RANS-LES Modelling*, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design 130, pp 299-303, 2015.
- [27] F. Nicoud & F. Ducros. Subgrid-Scale Stress Modelling Based on the Square of the Velocity Gradient Tensor. *Flow, Turbulence and Combustion* vol. 62, pp. 183-200, 1999.
- [28] F. Nicoud, H. Baya Toda, O. Cabrid, S. Bose & J. Lee. Using singular values to build a subgrid-scale model for large eddy simulations. *Physics of Fluids* vol. 23, no. 085106, 2011.
- [29] M. Shur, P. Spalart & M. Strelets. LES-Based Evaluation of a Microjet Noise Reduction Concept in Static and Flight Conditions, *Journal of Sound and Vibration* 330[17], pp 4083-4097, 2011.
- [30] J. Simonich, S. Narayanan, T. Barber & M. Nishimura. Aeroacoustic characterization, noise reduction and dimensional scaling effects of high subsonic jets, *AIAA Journal* vol. 39, pp. 2062-2069, 2001.
- [31] J. Smagorinsky. General circulation experiments with the primitive equations, *Monthly weather review*, vol. 91(3), pp. 99-164, 1963.
- [32] P. Spalart & S. Allmaras. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows. *La recherche aérospatiale*, 1(1):5-21, 1994.
- [33] P. Spalart, W. Jou, M. Strelets & S. Allmaras. Comments on the feasibility of LES for wings, and on a hybrid RANS/LES approach. *Advances in DNS/LES*, 1, 1997.
- [34] P. Spalart, S. Deck, M. Shur, K. Squires & S. Allmaras. A new version of detached-eddy simulation, resistant to ambiguous grid densities. *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, 20:181-195, 2006.
- [35] M. Steger. DES-mesh, boundary conditions and acoustic measurement data of the SILOET single stream nozzle, ECM No. RRD-AEROSTRUCT-010, 2015.
- [36] K. Viswanathan. Aeroacoustics of hot jets, *Journal of Fluid Mechanics* vol. 516, pp. 39-82, 2004.

5 Veröffentlichungen der Projektbeteiligten

L. Teia Gomes, S. Anders, P. Zeller *Numerical Study on the Fluid-Structure Coupling Behaviour of Cascade-Type Thrust Reverser Units for Weight Optimisation* International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics – IFASD, Bristol, England, June 2013

J. Garcia-Garrido, C. Mundt, S. Pönick *Analysis of a Parametric Thrust Reverser Geometry* 51st 3AF International Conference on Applied Aerodynamics, Strasbourg – France, April 2016

R.D. Cecora, R. Radespiel, S. Jarkirlic *Modelling of Reynolds Stress Augmentation in Shear Layers with Strongly Curved Velocity Profiles*. Proc. 6th European Conference on Computational Fluid Dynamics (ECFD VI), July 2014.

R.D. Cecora, R. Radespiel, S. Jarkirlic *Modelling of Reynolds Stress Augmentation in Shear Layers with Strongly Curved Velocity Profiles*. In EISFELD, B. (Editor), Springer Tracts in Mechanical Engineering, DOI 10.1007/978-3-319-15639-2, ISBN 978-3-319-15638-5, 2015.

R.D. Cecora, R. Radespiel, B. Einfeld, A. Probst *Differential Reynolds-Stress Modeling for Aeronautics*, AIAA Journal, Vol. 53, No. 3, 2015, pp.739-755.

A. Neifeld, J. Dierke, R. Ewert, J.W. Delfs *CAA computation of generic jet-flap (JFI) configuration, im Paper: Aeroacoustic research in Europe: The CEAS-ASC report on 2014 highlights*. Vol. 357 (2015), pp.107-127.

A. Neifeld, R. Ewert, D. Keller, M. Steger *Towards Prediction of Jet Noise Installation Effect using Stochastic Source Modeling*, AIAA 2014-3059.

R. Ewert, J. Dierke, A. Neifeld, S.M. Alavi Moghadam *Linear and Non-Linear Perturbation Equations with Relaxation Source Terms for Forced Eddy Simulation of Aeroacoustic Sound Generation*, AIAA 2014-3053.

A. Neifeld, D. Boenke, J. Dierke, R. Ewert *Jet Noise Prediction with Eddy Relaxation Source Model*, AIAA 2015-2370.

M. Fuchs, C. Mockett, M. Steger & F. Thiele *A novel DES-based approach to improve transition from RANS to LES in free shear layers* Proc. 10th ERCOFTAC Symposium on Engineering Turbulence Modelling and Measurements, Vol. 1, p. 1-10, Marbella, Spain, 2014

C. Mockett, M. Fuchs, F. Kramer, F. Thiele, M. Steger *Modelling and Meshing Developments for the Prediction of Jet Noise Installation Effects*, To be published AIAA/CEAS 2016, Lyon, France