Schlussbericht an die TIB Hannover

zum Technologievorhaben

M-Fly

Multidisziplinäre Flugphysikalische Optimierung

FKZ 20A0603A

(Laufzeit 01.01.2007 bis 30.06.2011)

Airbus Operations GmbH

im

M-Fly Verbund

gefördert im Rahmen des Luftfahrtforschungsprogramms IV-1 durch das BMWI;
Federführung des Forschungsverbundes: Airbus Operations GmbH

Airbus Dokument erstellt am 21.12.2012

Referenz Nummer: N57RP1204155 (TIB Hannover)

Kontrakt Management: Dr. Burkhard Gölling

FuE Kontrakt Management, Airbus Operations GmbH

- Diese Seite ist leer. -

Überblick

Die großen Herausforderungen der Luftfahrt, wie Kapazitätssteigerungen im An- und Abflugbereich, Reduzierung von Lärm und Treibstoffverbrauch sowie Senkung von Entwicklungszeit und Betriebs-/Wartungskosten, stellen höchste Anforderungen an den flugphysikalischen Flugzeugentwurf und dessen Optimierung. Ausgehend von der A380, A340 Entwicklung sowie mit Blick auf die Anforderungen im Entwurf für neue Flugzeugprodukte wie mit der A30X zu Beginn von M-Fly und zusätzlich wie mit der A350 XWB für optimiertes (Hochauftriebs-)-Flügeldesign inklusive Lastoptimierung und Verifikation des aeroelastischen Verhaltens.

Zusammen mit der Verifikation der Entwurfslösungen durch Flugerprobung und Zulassung wird durch die ***Airbusprojekte AeroNext und Optodyn*** im Rahmen des M-Fly Verbundes multidisziplinäre Modellierung, Analyse, Synthese und Optimierung der gesamten Flugzeugdynamik (Struktur, Massen, Aerodynamik, Flugmechanik, Triebwerksdynamik, Systeme, Aeroelastik und Lasten, Überwachungssysteme und Sensorik), insbesondere dynamischer Kopplungseffekte erfasst und untersucht. Neue multidisziplinäre Entwurfsvorschläge (Lastenkontrolle mit neuen Sensoren und Aktuatoren, Aeroelastic Tailoring und dynamische Spannungsanalysen) reduzieren Treibstoffverbrauch und Emissionen und erhöhen Komfort, Crew- und Passagiersicherheit. Neue Lastenüberwachungsverfahren optimieren Wartungsintervalle und Bodenstandzeiten.

In beiden Projektteilen AeroNext und Optodyn hat Airbus zusammen mit seinen Partnern aus FuE, KMU und Industrie die Zielsetzungen von ACARE und VISION 2020 konsequent verfolgt und neue Ansätze und Technologien entwickelt, die eine Erhöhung der Sicherheit, Kostensenkung und Verringerung von Schadstoffemissionen gleichermaßen ermöglichen.

Das Teilprojekt ***AeroNext*** in M-Fly als eine der drei Projekt-Säulen neben Optodyn und Shanel-L in dem Verbund M-Fly im Rahmen des LuFo-Programms LuFoIV-1 wurde maßgeblich durch Leistungen der Flugphysik an dem Standort Bremen in Zusammenarbeit mit weiteren M-Fly Verbundpartnern wie dem DLR durch die Airbus Operations GmbH geführt und umgesetzt. Weiterhin wurde auch das Instrument des Unterauftrages seitens Airbus genutzt, um verschiedene KMU, Großforschungseinrichtungen und universitäre Einrichtungen in die industrielle Forschungs- und Entwicklungsarbeit einzubinden und damit deren Expertise weiter zu entwickeln.

In dem Projekt ***AeroNext*** in M-Fly wurden aerodynamische und aeroakustische Technologien für die nächste Flugzeuggeneration weiter- bzw. entwickelt und erarbeitet, um den ACARE und VISION2020 Zielen gerecht zu werden. Hier wurden grundlegende flugphysikalische Arbeiten an verschiedenen Konzepten für die verschiedenen Phasen des aerodynamischen Entwurfes durchgeführt. Dazu wurden notwendige Fähigkeiten in der numerischen Simulation der Aerodynamik (CFD, Computational Fluid Dynamics) und Aeroakustik (CAA, Computational Aeroacoustics) hin zu effizienten Werkzeugen erarbeitet und insbesondere auf zunehmend komplexe Geometrien und insbesondere auf dreidimensionale Strömungen angewendet. Inhalte dabei waren die Nutzung verbesserter Modelle, die Implementierung effizienter Verfahren und der Vergleich von Modellen wie zum Beispiel in der Turbulenzmodellierung für die Anwendung auf Hochauftriebskomponentenströmungen z.B. ohne und mit aktiver Strömungskontrolle. Ein weiterer wichtiger Bereich war

die Verbesserung der numerischen Simulation in der Strömungs-Struktur-Kopplung CFD-CSM (CFD – Computational Fluid Dynamics; CSM - Computational Structural Mechanics). In der experimentellen Simulation war es beabsichtigt, die akustische Messtechnik in der Anwendung in geschlossenen Windkanälen weiter zu entwickeln. Eine besondere Messtechnik dabei wäre das Akustikgitter, welches gestattet räumlich und zeitlich Lärmquellen an Hochauftriebskomponenten zu identifizieren und zu quantifizieren. Dieses Arbeitspaket konnte allerdings aufgrund der Neuausrichtung des Technologieportfolios nicht ausgeführt werden. Anstelle dessen erfolgte ein verstärkter Fokus auf Anstrengungen in der numerischen Simulation und experimentellen Verifikation des aerodynamischen und lärmarmen Entwurfs von Hochauftriebskomponenten sowie dessen Auslegung für eine verbesserte Leistung. Damit wurden wichtige Beiträge für die Gesamtleistung eines Zivilflugzeuges insbesondere für Start und Landung, aber auch für Reisebedingungen geleistet.

Wichtige Verbundpartner im Eigenantrag, die dem Projektteil ***AeroNext*** zugeordnet sind, sind das DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, mit der Technischen Akustik für die Weiterentwicklung und Anwendung des CAA Codes PIANO auf Hochauftriebs-konfigurationen, deren Lärmquellen zu identifizieren und zu beschreiben sowie in dem PIANO Code verlässlich und effizient berechnen zu können. Weiterhin die Abteilung Transportflugzuge, die zusammen mit universitären Partnern wie TU-Berlin und TU-Braunschweig den Strömungskontrollverbund bilden. Aufgrund des genehmigten weiterführenden Einzelvorhabens des DLR zu dem Strömungskontrollthema neben den bereits geleisteten Hoch-Reynoldszahlversuchen mit aktiver Strömungskontrolle auf dem 2D-DLR F15 Modell (Flügeltiefe von 0,60 m) können nun bis zum 31. Dezember 2011 noch weitere experimentelle und numerische Untersuchungen zu dem Strömungsverhalten an verschiedenen Topologien bzgl. der Auslegung der Aktuator-Auslass-Anordnung bzw. -Dimensionierung in dem Berliner Windkanal ISTA mit einem zweidimensionalen Profil-Modell der TU Berlin durchgeführt werden.

Das Airbus Vorhaben zu ***AeroNext*** wurde von Airbus allerdings bereits schon zum 30. Juni 2011 abgeschlossen, da von Airbus keine weiteren konkreten technischen Arbeiten durchgeführt werden mussten bzw. die Arbeiten zu den einzelnen Arbeitspaketen bzgl. AeroNext bereits abgeschlossen werden konnten. Darüber hinaus erfolgte aber noch die weitere Begleitung der Arbeiten der Partner DLR und TU Berlin im Rahmen des Projektteils M-Fly/AeroNext, so dass über deren Ergebnisse ein reger Austausch besteht. Aufgrund dieser späteren Durchführung der Arbeiten des Verbundpartners DLR erfolgt die Durchführung des abschließenden Projektreviews auch erst mit Beginn von 2012, auf dem die wichtigen und nunmehr abgeschlossenen Arbeitspakete ihre Ergebnisse präsentieren können.

Das Teilprojekt ***Optodyn*** ist eine der drei Säulen/Teilprojekte in dem von Airbus Operations GmbH geführten LuFoIV-1 Verbund M-Fly – „Multidisziplinäre Flugphysikalische Optimierung“ und wurde maßgeblich durch Leistungen von Airbus Operations GmbH mit der Flugphysik an den Standorten Hamburg und Bremen in Zusammenarbeit mit dem weiteren Eigenantragspartnern dem DLR Institut für Aeroelastik am Standort Göttingen und EADS-MAS in Ottobrunn und in Kooperation mit der RWTH Aachen im Rahmen des SFB401

Transferprojektes ASDMAD umgesetzt. Weiterhin wurde auch das Instrument des Unterauftrages seitens Airbus Operations GmbH genutzt, um verschiedene Großforschungseinrichtungen, universitäre Einrichtungen und KMU in die industrielle Forschungs- und Entwicklungsarbeit einzubinden und damit deren Expertise weiter zu entwickeln.

Für wachsende Zulassungsanforderungen, Fehler-/Unfallanalysen, Nachrüstungs- und Modifikations-programme werden neue physikalische Modellierungsansätze und Versuchstechnologien in dem Teilprojekt ***Optodyn*** entwickelt und in einen Multi-Disziplin-/Partner-Optimierungsprozess eingebettet. Mittels Cockpit-Bewegungssimulatoranalysen wird die Grundlage für eine langfristige Überarbeitung der ICAO Wirbelschleppenkategorien geschaffen und damit eine langfristige Steigerung der Luftverkehrstransport-Kapazitäten ermöglicht. Wesentlich für das Vorhaben sind Labor-, ETW-Windkanalversuche und Airbus-Flugversuchsdaten zur Design- und Modellvalidierung. Hier erfolgte auch enge Zusammenarbeit mit der RWTH Aachen und dem ITAM Institut von Herrn Prof. Ballmann.

Steckbrief

Berichtsart:	Schlussbericht für TIB Hannover
Akronym des Vorhabens:	M-FLY
Zuwendungsempfänger:	Airbus Operations GmbH, Hamburg/Bremen
Förderkennzeichen:	**20A0603A**
Laufzeit des Vorhabens:	01.01.2007 - 30.06.2011
Erstellungsdatum:	21.12.2012
Dokument Referenz-Nr.:	**N57RP1204155 Basis (TIB Hannover)**
FuE-Kontraktmanager:	Dr. Burkhard Gölling(Airbus)

Technische Förderprojektleiter:

Projekt AeroNext	Dr. Burkhard Gölling (Airbus)
Projekt Optodyn	Dr. Michael Kordt (Airbus)

Inhaltsverzeichnis

Überblick 3
Abkürzungsverzeichnis 9
1 Kurzdarstellung des Projektes 12
1.1 Aufgabenstellung 12
1.2 Voraussetzungen 14
1.3 Andere Randbedingungen 18
1.4 Planung und Ablauf des Vorhabens 21
1.5 Stand der Wissenschaft und Technik 31
2 Verwendung der Zuwendung und Ergebnisse 36
2.1 AeroNext - TP1 Effizienter und leiser Hochauftriebsflügel 36
2.2 AeroNext TP2 „Flexibler Flügel“ 79
2.3 AeroNext TP3 Strömungskontrolle 97
2.4 AeroNext - TP 4 Grenzbereiche des Fluges 128
2.5 Optodyn - TP 1 Lasten- und Ermüdungsüberwachungssystem 152
3 Nutzen und Verwertbarkeit 156
3.1 AeroNext - TP1 „Leiser Hochauftriebsflügel“ 156
3.2 AeroNext - TP2 „Flexibler Flügel“ 156
3.3 AeroNext - TP3 Strömungskontrolle 156
3.4 AeroNext - TP4 „Grenzbereiche des Fluges und Hochauftriebsentwurf“ 157
3.5 Optodyn – Alle TPs Zusammenfassung 158
4 Fortschritt anderer Stellen 160
4.1 AeroNext - TP1 „Leiser Hochauftriebsflügel“ 160
4.2 AeroNext - TP2 „Flexibler Flügel“ 160
4.3 AeroNext - TP3 „Strömungskontrolle“ 161
4.4 AeroNext - TP4 „Grenzbereiche des Fluges und Hochauftriebsentwurf“ 161
4.5 Optodyn Fortschritt in den Arbeitspaketen 162
5 Veröffentlichungen und Dokumentation 163
5.1 AeroNext - TP1 „Lärmarmer Hochauftriebsflügel“ 163
5.2 AeroNext - TP2 „Flexibler Flügel“ 163
5.3 Aeronext - TP3 Strömungskontrolle 163

5.4 AeroNext - TP4 “Grenzbereiche des Fluges” 165
5.5 Optodyn Arbeitspakete 165
6 Abbildungsverzeichnis 169
7 Tabellenverzeichnis 173

- *Diese Seite ist leer.* -

Abkürzungsverzeichnis

2D	Zwei-dimensionales Profil, Konfiguration
2.5D	Schiebende 2D Konfiguration
3D	Dreidimensionale Konfiguration
A	Aufgabe, Arbeitsaufgabe
Airbus	Airbus Operations GmbH
ACARE	Advisory Council for Aeronautics Research in Europe
ADER	Arbitrary high-order scheme using derivatives
AeroNext	Aerodynamischer Entwurf für die nächste Flugzeuggeneration
AP	Arbeitspaket
APE	Acoustic Perturbation Equations
AS	Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik des DLR in Braunschweig.
AWIATOR	„Aircraft Wing with Advanced Technology Operation”
Clean Sky	JTI der Europäischen Industriepartner im 7. Rahmenprogramm der EU
CAA	Computational Aeroacoustics (Numerische Aeroakustik)
CFD	Computational Fluid Dynamics (Numeriche Strömungsdynamik)
CFK	Kohlenstofffaserverstärkter Kunststoff
C/S	Control Surface, (aerodynamische) Steuerfläche
CSM	Computational Structure Mechanics (Numerische Strukturmechanik)
DES	Detached Eddy Simulation
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
DOC	Direct Operating Costs
ETW	Europäischer Transonischer Windkanal in Köln
FuE	Forschung und Entwicklung
FAC	Flexible Aircraft
FAF	Front and Aft Fuselage
FEM	Finite Element Methode
FTF	Flap Track Fairing
FTEG	Flugphysikalische Technologienentwicklung zum Umweltfreundlichen Flugzeug

FTEG	Flight physics Technologies for next Green Aircraft
HIGHER	High lift solutions for engineering and research
LE	Leading Edge (In Deutsch: Vorderkante)
TE	Trailing Edge (In Deutsch: Hinterkante)
HILIFT	High-lift Technologies
HILIT	Advanced High Lift Concepts (Fortschrittliche Hochauftriebskonzepte)
HIT	High Lift Innovative Technologies (Hochauftriebstechnologien der neuen Generation)
HIREX	High-lift Research wind tunnel model for experiments
HTP	Höhenleitwerk; horizontal tail
JTI	Joint Technology Initiative
LuFo	Luftfahrtforschungsprogramm des BMWI
LEE	Linear Euler Equations
LES	Large Eddy Simulation
LDA	Laser Doppler Anemometrie
mini TEDs	mini Trailing Edge Devices
M-Fly	Multidisziplinäre Flugphysikalische Optimierung
MODYAS	“Multi Objective Dynamic Aircraft Synthesis”
NLE	Nonlinear Euler Equations
NLR	National Aerospace Laboratory, (Holland)
PIV	Particle Image Velocimetry
PSP	Pressure Sensitive Paint
MPC	Model Predictive Control
NLE	Nonlinear Euler Equations
ONERA	Office National d’Etudes et Recherches Aérospatiales
RANS	Reynolds Averaged Navier-Stokes
RPM	Random Particle Mesh
RSM	Reynolds Stress Model
SDF	Sinusoidal Digital Filter
SFWA	Smart Fixed Wing Aircraft; eine von sieben Plattformen der JTI Clean Sky.
TU-B	Technische Universität Berlin
TU-BS	Technische Universität Braunschweig

TU-D	Technische Universität Dresden
Vision2020	Technologische Ziele der Industrie insbesondere in Deutschland entsprechend der Zielvorgaben aus ACARE (2020)
VTP	Seitenleitwerk; vertical tail
WP	Work package

1 Kurzdarstellung des Projektes

1.1 Aufgabenstellung

Airbus Deutschland besitzt die Hochauftriebskompetenz im Airbus-Verbund und hat für alle Airbus-Typen Hochauftriebskonzepte entwickelt und validiert, die leistungsfähig sind und sich am Markt behauptet haben. Im Bereich der Technologieintegration, Flugphysik und Flugmechanik liegen umfangreiche Erfahrungen mit numerischen, experimentellen Methoden vor. Speziell zur Validierung von Hochauftriebsentwürfen steht mit dem Niedergeschwindigkeitskanal LSWT ein leistungsfähiges Werkzeug zur Verfügung.

Die Kooperation mit anderen Partnern in M-Fly und die komplementären Arbeiten anderer nationaler, europäischer Projekte (z.B. EUROLIFT und TIMPAN) ergeben hohe Erfolgswahrscheinlichkeiten. Auch die Partner verfügen über alle notwendigen Kompetenzen zur Durchführung ihrer Aufgaben: leistungsfähige numerische Methoden (die auch laufend weiterentwickelt werden, siehe AWIATOR, Konfig2020, Antrag MASSIF) als auch experimentelle Technologien (siehe z. B. die ETW-Kompetenz) werden eingesetzt.

Es kann somit davon ausgegangen werden, dass nach Abschluss der Projektarbeiten ausreichend detaillierte und validierte Hochauftriebskonzepte vorliegen, die die Grundlagen für ein an den Randbedingungen der „Luftfahrt 2020“ ausgerichtetes Zielflugzeug bilden.

Bereits heute haben die Airbus-Flugzeuge einen hohen technischen und wirtschaftlichen Reifegrad. Nur durch den ganzheitlichen Ansatz und die enge Vernetzung zwischen den beteiligten Fachdisziplinen Technologieintegration des Flugzeugs, Flugphysik und Flugmechanik und Fluglärmimmission lässt sich die Produktqualität noch weiter steigern. Dafür muss ständig technologisches Neuland erschlossen werden und möglichst schnell in die Produktion einfließen. Aus der bereichsorientierten Komponentenentwicklung sei hier die Verbesserung der aerodynamischen Flugleistungen bei gleichzeitiger Reduktion des Quellschalllärms genannt. Zugleich sind diese Basisentwicklungen Voraussetzung für steilere An- und Abflugtrajektorien, um so eine weitere Lärmreduktion zu erreichen. Erste Abschätzungen zeigen ein entsprechendes Verbesserungspotenzial auf dem Gebiet der Lärmreduktion. Die Erfolgsaussichten sind daher äußerst hoch.

Weiterhin ist Airbus als Flugzeughersteller durch die Zulassungsanforderungen der Luftfahrtbehörden gehalten, das Flugverhalten und die Flugleistungen seiner Fluggeräte unter allen operationell auftretenden Bedingungen zu charakterisieren. Dies beinhaltet auch das Verhalten des Flugzeugs nach dem Flug unter sogenannten Vereisungsbedingungen, bei denen sich an der Flügelvorderkante Eisansätze mit einer charakteristischen *doppelhörnigen* Form bilden. Da die Eisansätze im Allgemeinen normal zur Oberfläche wachsen, führen sie zu einer beträchtlichen Veränderung der Strömungstopologie um einen Flügel. Stromabwärts der Eisansätze bilden sich ausgedehnte Bereiche mit abgelöster Strömung.

Aus vorherigen Untersuchungen war bekannt, dass die Berechnung von Strömungen mit großen Ablösegebieten zwar im linearen Bereich des Auftriebs mit hinreichender

Genauigkeit durchgeführt werden kann, aber die Entwicklung der Ablösegebiete im nichtlinearen Bereich nicht korrekt erfasst wird.

Dieses Arbeitspaket hatte es sich deshalb zur Aufgabe gemacht, an einigen einfachen und gut charakterisierten Geometrie die Fähigkeiten und Grenzen moderner numerischer Simulationswerkzeuge zur Berechnung abgelöster Strömungen in Folge von Eisansätzen zu erkunden und gegebenenfalls zu verbessern.

In Optodyn wird in Kooperation mit Aeronext der Entwurf von Lastüberwachungs-/abminderungs- und Komfortverbesserungssystemen in eine multidisziplinäre Systemoptimierung von neuen Steuerflächen, piezoelektrischen Aktuatoren, Sensoren und Reglerarchitekturen integriert. Aeroelastic Tailoring wird neuste Entwurfsmöglichkeiten im Faseraufbau nutzen und durch Kombination mit CFD-CSM-Analysen (in Kooperation mit EADS MAS (Eigenantrag) und Aeronext TP2) zu einer multidisziplinären flugphysikalischen und strukturellen Optimierung erweitert oder alternativ werden genaue flugversuchsbasierte aeroelastische Analysen der modalen aeroelastischen Dämpfungen entwickelt, die gleichzeitig die Flugerprobungsdauer und –kosten senken und simultan für die aeroelastische Zulassung genutzt werden können. Da negative modale Dämpfungen zu Strukturgewichtserhöhungen bis zu Größenordnungen von 0,5 t (und damit zu höherem Treibstoffverbrauch und höheren Emissionen) führen und darüber hinaus signifikante Verlängerungen der Entwicklungszeit und damit direkte und indirekte Erhöhungen der Entwicklungskosten verursachen können, wie das Beispiel der Boeing B787 gezeigt hat, sind im Rahmen von M-Fly die Vorteile und der Return on Investment bei den flugversuchsbasierten aeroelastischen Analysen der modalen aeroelastischen Dämpfungen deutlich höher als beim erweiterten Aeroelastic Tailoring. Integrierte dynamische Lasten- und Spannungsanalysen sollen statische Lastannahmen ersetzen. Diese drei Innovationen eröffnen ein Gewichtsreduktionspotenzial von bis zu 5% und eine entsprechende Reduktion des Kerosinverbrauchs und der Emissionen. Fehler sollen in Onboard-Überwachungssystemen besser und innerhalb der Pilotenreaktionszeit analysiert werden. Diese Systeme basieren auf integrierten dynamischen Flugzeug- und Pilotenmodellen. Damit wird die Bodenstand-/Reparaturzeit um bis zu 2 Tage reduziert und hierdurch denkbare Unfälle werden zu 100% vermieden. Genauere dynamische Modelle werden den Entwicklungszyklus, Um- und Nachrüstungsprogramme verkürzen und Kosten reduzieren (jeweils bis zu 10%). Gefährdungs- bzw. Kritikalitätskriterien für den Flug in gestörter Atmosphäre werden in Cockpitsimulatorversuchen mit Piloten ermittelt. Sie bilden die langfristige Grundlage für die langfristige Entwicklung von neuen Pilotenwarnsystemen, für die Weiterentwicklung der Zulassung bzgl. Lasten und für eine langfristige Airbus-optimale Überarbeitung der ICAO Wirbelschleppenkategorien und damit für eine signifikante Steigerung der Luftverkehrtransportkapazitäten.

Es werden weltweit erstmals aeroelastische Hochreynoldszahlwindkanalversuche mit schnell beweglichen Steuerflächen zur Lasten-, Aeroelastik- und Komfortkontrolle durchgeführt. Dies soll langfristig Airbus Operations GmbH, DLR und ETW die Systemkompetenz und -führerschaft für das profitable und arbeitsintensive Zukunftsgebiet der aeroelastische Windkanalversuche sichern. Die Schnittstelle zwischen Aerodynamik einerseits und Lasten

und Aeroelastik andererseits soll in Hinblick auf den Austausch und die Verwertung von aeroelastischen Windkanaldaten gleichzeitig weiter verbessert und somit die Entwicklungszeit verkürzt werden.
Genauere Verfahren zu Simulator-basierten Analyse und zur Gewichtsanalyse neuer Technologien reduzieren Entwicklungszeit und -kosten. Die Versuchskosten für das Lastverhalten an Eck- und Extrempunkten der Enveloppe werden in Kooperation mit Aeronext durch virtuelle Ansätze reduziert. Die folgenden weiteren wichtigen Zielsetzungen, die im gesamtem Projektverlauf adressiert worden, sind exemplarisch aufgelistet:

1. Langfristige Gewichtsreduktion in einzelnen Rumpfsektionen und in den Tragflächen, Erhöhung der Frachtkapazitäten und Vermeidung von kostenschädlichen und (emissionserhöhenden) Gewichtserhöhungen in der späten Entwurfsphase in den hinteren Rumpfsektionen und im Höhenleitwerk durch aeroelastische und mechatronische Optimierung der Leitwerksteuerflächen oder aktive Lastenkontrolle, durch genauere Modellierung der Höhenleitwerkslasten infolge der Flügel-Höhenleitwerk-Buffetinterferenz oder ggf. durch hierauf aufbauender Lastkontrollsysteme, durch reduzierte Ditching-Lasten, sowie durch eine genauere Schnittstelle zwischen flugphysikalischen (strukturdynamischen) und strukturmechanischen Analyse.
2. Genauere Flugversuchs-basierte Ermittlung der Dämpfung bei kritischen aeroelastischen Eigenbewegungsform von Flügel, Rumpf und Leitwerk für die aeroelastische Zulassung und zur Einsparung von zusätzlichem Strukturgewicht (insbesondere bzgl. der Tragflächen) bis zu einer Größenordnung von 0,5t, sowie (in Kooperation mit Aeronext TP2) genauere Modellierung von Steuerflächen und aerodynamischen Effekten, die für die Dämpfung relevant sind.
3. Signifikante Verkürzung der Bodenstandzeiten nach besonderen Vorfällen (z.B. Pilotenfehler, extern verursachte Strukturschäden) und langfristig signifikante Verlängerung der Inspektionsintervalle und des Lebenzyklus / DSG (Design Service Goal) und damit Optimierung der Ökoeffizienz durch Lastenüberwachungssysteme, basierend auf integralen Flugdynamik-, Aeroelastik- und Lastenmodellen und der zu einem Lastenbeobachter erweiterten Kalman-Filter und Luenberger Beobachter Techniken.
4. Langfristige Kostenreduktion für die Lastenmessung durch erweiterte ‚Kalman-Filter und Luenberger Beobachter basierte' Lastenüberwachung am gesamten Flugzeug oder neue FEM-basierte Kalibrierung der Lastenmessung.

1.2 Voraussetzungen

Wirtschaftliche Voraussetzungen:

Passagier- und Frachtaufkommen werden nach wie vor mit Wachstumsraten zwischen 5 % und 6 % pro Jahr prognostiziert, d. h. der Weltluftverkehr wird sich bis 2020 in etwa

verdreifachen. Gleichzeitig steigen die Anforderungen bis hin zu Einschränkungen wie beispielsweise London City Airport, bei dem schon heute mit dem steileren Gleitwinkel von 5,5° angeflogen werden muss. Ziel von Airbus ist es, unter den sich stetig verschärfenden äußeren Rahmenbedingungen die Marktführerschaft dauerhaft auszubauen.

Das im vorliegenden Vorhaben erarbeitete Grundlagenwissen kann über die enge Verzahnung zwischen Hochschulen, Großforschungseinrichtung (vertreten durch das DLR) und Industrie rasch in neue Hochauftriebskonfigurationen für zukünftige Verkehrsflugzeuge einfließen. Diese hätten durch einen wirtschaftlicheren, leiseren und umweltschonenderen Betrieb einen Wettbewerbsvorteil gegenüber der Konkurrenz. Das beantragte Verbundvorhaben ist zur Konsolidierung und zum Ausbau der deutschen Entwicklungsverantwortung für die Hochauftriebskonfiguration aller Airbus-Typen angelegt.

Kurzfristig sind Erfolge auf Komponentenebene zu erwarten; mittelfristig auf Gesamtflugzeugebene, die aber noch weitgehend der heutigen Konfiguration folgen wird, und langfristig wird dieses Vorhaben seinen Beitrag zur Entwicklung vollständig neuer Konfigurationen leisten, die immer mehr durch externe Anforderungen geprägt sein werden.

Ein amerikanischer Konkurrent bewirbt eines seiner Produkte ausdrücklich mit der „Fähigkeit zum 24h – Betrieb auch auf Flughäfen mit Lärmrestriktionen“. Dies zeigt die hohe Bedeutung, die die vom Luftfahrtforschungsprogramm ausdrücklich genannten neuen Entwurfs-Rahmenbedingungen bzw. Anforderungen zunehmend haben: Ausgestattet mit den angestrebten Fähigkeiten können im Erfolgsfall die bereits fliegenden Produkte länger in Betrieb bleiben, und neue Produkte haben hervorragende Chancen, aufgrund ihrer gesteigerten Fähigkeit den Markt besser zu bedienen als die Konkurrenz mit ihrer aktuellen Produktpalette.

Die „Prozesskette Hochauftrieb“ am Standort Deutschland ist vorbildlich, auch wegen der engen Kooperation von Entwicklung und Produktion. Insofern können Ergebnisse aus diesem hier vorgeschlagenen Vorhaben im Erfolgsfall schnell in die Fertigung umgesetzt werden.

Hieraus resultieren Vorteile aller am Verbundvorhaben Beteiligten: Der Bedarfsträger kann marktgerechte Produkte entwickeln, die Ausrüsterindustrie kann hierzu Hardware – Beiträge liefern, die Forschung kann ihre Fähigkeiten den neuen Gegebenheiten anpassen und damit Weltspitze werden oder bleiben, und die Universitäten können aktuelle, bedarfsorientierte Forschung betreiben, wie auch dem Nachwuchs eine geeignete Orientierung geben.

Technische Voraussetzungen:

Das hier vorgeschlagene Vorhaben bedient bewusst Produkt - Ziele in drei Zeithorizonten:

- Kurzfristig sollen die vorhandenen Komponenten optimiert werden. Die Umsetzung der Ergebnisse in die Produkte von Hersteller und Ausrüstern kann damit schnell erreicht werden; im Erfolgsfall liegen klare FuE-Entwicklungsvorgaben vor, die dann in produktspezifische Entwicklungen übertragen werden müssen.
- Mittelfristig soll die Vorentwicklung des nächsten europäischen Passagierflugzeugs auch mit diesem Vorhaben vorbereitet werden. Insofern werden alle konfigurativen

Überlegungen der Vorentwicklung von diesem Vorhaben mit geprägt. Da dieses Vorhaben in etwa in die Entwicklungsphase des neuen Flugzeuges hineinreicht, kann ein noch rechtzeitiger Transfer von FuE Leistungen in den Entwurf und in die Programm-Entwicklung einfließen.

- Langfristig soll mit diesem Vorhaben ermittelt werden, mit welcher Konfiguration den neuen Herausforderungen begegnet werden kann. Hier kann dieses Vorhaben nur ein erster Schritt sein, der die einzuschlagene Richtung vorgibt. Insofern sind hier weitere Arbeiten aller am Verbund Beteiligten erforderlich, bevor diese anspruchsvollen Ziele erreicht sind.

Wissenschaftliche / Technologische Voraussetzungen:

Die Stärkung der Fähigkeiten aller Verbundpartner reicht in der Spannweite von der Grundlagenforschung (z. B. lärmarme Konfigurationen) über die angewandte Forschung (z. B. Wirbelschleppe) bis zur Entwicklung (z. B. neues Bauweisenkonzept). Insofern ist hier der wissenschaftliche wie wirtschaftliche Anschluss gegeben; insbesondere wird in beiden Dimensionen: Zeithorizont wie Entwicklungstiefe das nationale Netzwerk entsprechend seinen heutigen und künftig erforderlichen Fähigkeiten ausgerichtet.

Weiterhin ist Airbus als Flugzeughersteller durch die Zulassungsanforderungen der Luftfahrtbehörden gehalten, das Flugverhalten und die Flugleistungen seiner Fluggeräte unter allen operationell auftretenden Bedingungen zu charakterisieren. Dies beinhaltet auch das Verhalten des Flugzeugs nach dem Flug unter sogenannten Vereisungsbedingungen, bei denen sich an der Flügelvorderkante Eisansätze mit einer charakteristischen *doppelhörnigen* Form bilden. Da die Eisansätze im Allgemeinen normal zur Oberfläche wachsen, führen sie zu einer beträchtlichen Veränderung der Strömungstopologie um einen Flügel. Stromabwärts der Eisansätze bilden sich ausgedehnte Bereiche mit abgelöster Strömung.

Aus vorherigen Untersuchungen war bekannt, dass die Berechnung von Strömungen mit großen Ablösegebieten zwar im linearen Bereich des Auftriebs mit hinreichender Genauigkeit durchgeführt werden kann, aber die Entwicklung der Ablösegebiete im nichtlinearen Bereich nicht korrekt erfasst wird.

Dieses Arbeitspaket hatte es sich deshalb zur Aufgabe gemacht, an einigen einfachen und gut charakterisierten Geometrie die Fähigkeiten und Grenzen moderner numerischer Simulationswerkzeuge zur Berechnung abgelöster Strömungen in Folge von Eisansätzen zu erkunden und gegebenenfalls zu verbessern.

Das Flugverhalten bzw. die Flugleistung von neu entwickelten Flugzeugen mit Eisansätzen konnte bisher ausschließlich in Windkanalversuchen abschließend bestimmt werden. Da die Ergebnisse eines solchen Windkanalversuchs zulassungsrelevant sind, wird dieser Test üblicherweise in einer sehr späten Phase der Flugzeugentwicklung durchgeführt, um eine möglichst repräsentative Geometrie des Flugzeugs zu testen. Übertreffen die im Windkanaltest beobachteten aerodynamischen Leistungsverluste die vorher einkalkulierten Werte, dann sind die erforderlichen Geometrieänderungen wegen des späten Entwicklungsstadiums sehr teuer.

Zusätzlich sind in den vergangenen Jahren von den Luftfahrtbehörden etliche neue Zulassungsforderungen bezüglich der für die Zulassung zu untersuchenden Vereisungsszenarien gestellt worden. Bisher müssen Eisansätze für alle von den Behörden geforderten Vereisungsszenarien im Windkanal getestet werden. Dies macht die Versuche immer umfangreicher und die von Airbus produzierten Flugzeuge letztlich teurer.

Das hier vorgeschlagene Forschungsvorhaben bedient daher die technologischen Entwicklungsziele passgenau zu den o.g. drei Zeithorizonten in folgender Weise:

- Kurzfristig soll die Möglichkeit geschaffen werden, um mit numerischen Methoden die Auswirkungen von Eisansätzen aus zwei unterschiedlichen Vereisungsszenarien miteinander vergleichen zu können und die **Größenordnung der Differenz** bestimmen zu können. Hierdurch könnte der Umfang der inzwischen für die Zulassung erforderlichen Windkanaltests deutlich reduziert werden.
- Mittelfristig soll eine Möglichkeit geschaffen werden, um mit numerischen Methoden die durch Eisansätze verursachten **absoluten Leistungsverluste im Übergang zwischen linearem und nicht-linearem Bereich** abzuschätzen. Dadurch wäre eine frühzeitige Berücksichtigung der Leistungsverluste bereits in der Entwurfsphase möglich, wodurch teure Änderungen in einem späten Entwicklungsstadium vermieden werden und letztlich die Entwicklung eines neuen Flugzeugs beschleunigt wird.
- Langfristig sollen die **absoluten Leistungsverluste im gesamten nicht-linearen Bereich** vorhergesagt werden. Dies würde es zum Beispiel ermöglichen, die Größe des vom Eisschutzsystem eisfrei gehaltenen Bereiches a priori und nicht erst im Flugversuch zu bestimmen. Außerdem wären die Ausstattung von Flugzeugen mit intermittierend arbeitenden Eisschutzsystemen denkbar, deren Einsatz heute an dem riesigen Aufwand für die Zulassung scheitert. Letztendlich wäre es möglich, noch leistungsfähigere Flugzeuge zu bauen.

Wirtschaftliche Voraussetzungen:

Passagier- und Frachtaufkommen werden nach wie vor mit Wachstumsraten zwischen 5 % und 6 % pro Jahr prognostiziert, d. h. der Weltluftverkehr wird sich bis 2020 in etwa verdreifachen. Gleichzeitig steigen die Anforderungen bis hin zu Einschränkungen wie beispielsweise London City Airport, bei dem schon heute mit dem steileren Gleitwinkel von 5,5° angeflogen werden muss. Ziel von Airbus ist es, unter den sich stetig verschärfenden äußeren Rahmenbedingungen die Marktführerschaft dauerhaft auszubauen.

Unter Verwendung der in FAC1/2/3 und MODYAS erworbenen Tools und Methoden wurden bereits die A340-500/600 und A380 Designarbeiten im Bereich Lasten und Aeroelastik einschließlich der Vorbereitungen, Durchführung und Auswertung der Flugversuche einschließlich der Zertifizierungsarbeiten durchgeführt. Erfolgreiche Beispiele aus FAC1/2/3 und MODYAS sind: Neue Methoden zum Standschwingungsversuch, zum aeroelastischen Stabilitätsnachweis, zur Flugversuchsvalidierung und Zulassung von A318, A340-500/600, A380; A340-Komfortverbesserungsfunktionen; Lastminderungsfunktionen für A340-500 und -600, A380 zur Gewichtsreduzierung und Erhöhung der Leitwerkskommunalität in der A330/A340 Familie.

Mit den Flugversuchsergebnissen wurde dann planmäßig eine weitere Reifung der soweit erworbenen Tools und Methoden vorgenommen, und ihr Einsatz bei den Designarbeiten für neue Flugzeugmodelle begonnen.

Die in Optodyn kooperierenden Partner sind planmäßig auch in die Verwertung der Ergebnisse eingebunden und erhalten damit Impulse und Orientierungshilfen für ihre Forschungstätigkeiten, die in Folge auch eine noch höhere, industrielle Relevanz haben werden.

Die weiteren wirtschaftlichen Erfolgsaussichten (Return on Investment) sind daher als hoch zu beurteilen.

Die Optodyn-Technologien sind weitestgehend produktübergreifend angelegt und ermöglichen damit eine nachhaltige Verbesserung sowohl zukünftiger Flugzeuge als auch der fliegenden Flotte.

1.3 Andere Randbedingungen

In den letzten Jahren ist in den USA, angestoßen und finanziell unterstützt von der amerikanischen Regierung, in der Luftfahrtindustrie ein Konzentrationsprozess eingeleitet worden, der die Wettbewerbsfähigkeit der amerikanischen Hersteller erheblich verbessert und den Konkurrenzdruck auf dem Weltmarkt der zivilen Verkehrsflugzeuge weiter verschärfen wird.

Darüber hinaus stehen in den USA Investitionsmittel für die Flugzeugindustrie zur Verfügung, die größer sind, als die Summe aller Mittel der restlichen Welt.

Um ihre inzwischen hohen Marktanteile zu erhalten, muss die Luftfahrtindustrie in Deutschland und in Europa dieser Herausforderung mit weiterhin überlegenen Technologien begegnen, denn ein anhaltender Markterfolg setzt wirtschaftlich bessere, technologisch leistungsfähigere und umweltverträglichere Flugzeuge voraus.

Der Bau zukünftiger Großraumflugzeuge stellt die europäische Luftfahrtindustrie vor eine in jeder Hinsicht einmalige Herausforderung: Technologisch, organisatorisch und finanziell. Er

erfordert deshalb eine bestmögliche Verfügbarkeit, Konzentration und Vernetzung der Ressourcen (Budget und spezifisches Know-How) in Hochschulen, Großforschung und Industrie. Diese Herausforderung stellt für zukünftige Flugzeuge mit wachsender Konkurrenz eine noch größere Bedeutung dar.

Ein national gut organisiertes und europäisch konsolidiertes Luftfahrtforschungsprogramm bietet hier die Chance, mit gezielt eingesetzten Fördermitteln das Leistungspotenzial in den o. g. Einrichtungen in einer Art Symbiose zusammenzuführen und auf die technologische Absicherung zukünftiger Flugzeugprogramme zu konzentrieren.

Aufgrund der im Projektverlauf von MODYAS, A380 und A400M herausgearbeiteten Verknüpfungen und Potenziale zwischen aerodynamischen und aeroakustischen Technologien, Berechnungen, Entwurfsoptimierungen und Experimenten einerseits und Lasten-, Aeroelastik-, Flugmechanik- und -dynamiktechnologien, -experimenten, -berechnungen und -optimierungen andererseits ist die Verknüpfung von Aeronext und Optodyn sehr wichtig.

Dieser Verbund soll die bisher sehr streng getrennten Forschungsstränge: Aerodynamische und aeroakustische Technologien, Berechnungen, Entwurfsoptimierungen und Experimente einerseits und Lasten-, Aeroelastik-, Flugmechanik- und Flugdynamiktechnologien, -experimente, -berechnungen und Entwurfsoptimierungen andererseits integrieren (Beispiele sind 1. Entwicklung von CFD-CSM-Verfahren für instationäre Analysen in der Aeroelastik und stationäre Analysen in Aerodynamik sowie eine gemeinsame Aeroelastik-/Aerodynamik-Designoptimierung, 2. gemeinsame integrierte Lasten- und Strömungskontrolltechnologien).

Hierbei repräsentiert das Projekt Aeronext die Aerodynamik, das Projekt Optodyn repräsentiert Lasten-, Aeroelastik-, Flugmechanik- und -dynamik.

Gleichzeitig soll dieser Verbund die gesamte in Deutschland verfügbare Kompetenz in den aufgezählten Bereich zusammenbringen.

Dieser Integrationprozess als solcher ist ein zentraler Bestandteil beider Projekte Aeronext und Optodyn im Verbund M-Fly.

Der Verbund gibt dem so erstmalig (in dieser Breite) zusammen arbeitenden Team den notwendigen Rahmen, neue flugphysikalische Technologien im Rahmen des Verbundes flexibel und mit schnellen Entscheidungen zu realisieren und zu industrialisieren.

Technische Voraussetzungen:

Durch die im Laufe der Bearbeitung von FAC1,2,3 und MODYAS inzwischen etablierte Kooperation mit Partnern ist für Optodyn ein hohes Maß an wissenschaftlicher Absicherung gegeben.

Die Erfolgsaussichten im Sinne eines ‘not ill posed problem’ und der technischen Relevanz sind hoch, weil Optodyn einerseits auf ‘Lessons learnt from A320, A330, A340, A380’ aufsetzen und weiter in unmittelbarer Airbus-Nähe geführt wird, andererseits der umgehende Einsatz der (schrittweise) erworbenen und validierten Technologien in laufenden Flugzeug-Programmen eine frühzeitige Identifizierung bzw. Vorhersage technisch kritischer Situationen ermöglicht.

Die im Laufe der Vorhabensbearbeitung in den aufeinanderfolgenden Loops erzeugten Ergebnisse (einschließlich Methoden und Tools) werden schrittweise der unmittelbaren Verwendung in den laufenden Flugzeug-Programmen zugeführt. Die ‚Lessons learnt’ aus der jeweils zugehörigen Flugerprobung sind der Ausgangspunkt für den anschließenden nächsten Loop, in dem eine weitere Reifung der soweit erzeugten Methoden und Tools vorgenommen wird. Insofern ist die wissenschaftliche Anschlussfähigkeit von Optodyn enthaltener Bestandteil der Vorhabensplanung. Bezüglich der wissenschaftlichen Anschlussfähigkeit wurde in den Übergängen zwischen den Vorgänger-Programme Flexible Aircraft 1,2,3 und MODYAS stets sehr viel Wert darauf gelegt, Experten und Spezialisten von Airbus, DLR und Universitäten kontinuierlich in dem Projekten zu involvieren. Gleichzeitig aber wurden auch gezielt neue Experten und Spezialisten von Airbus, DLR und Universitäten frühzeitig in die Programmübergänge integriert (zuletzt Prof. Kroll bei MODYAS). Diese Balance von Auffrischung und Kontinuität wird konsequent fortgeführt.

1.4 Planung und Ablauf des Vorhabens

Planung und Ablauf AeroNext

In den beiden folgenden Organigrammen sind Arbeitspaketorganisationsstrukturen zu Beginn des Projektes entsprechend der Förderprojektantrages von AeroNext und zum Ende des Projektes hin dargestellt. Während der Laufzeit der Projektes wurden regelmäßig jährliche Reviews des M-Fly/AeroNext Projektes durchgeführt, die die erzielten Ergebnisse, die strategische Ausrichtung der FuE und dessen Umsetzung in durchzuführenden Problemlösungen evaluierte. Daher wurden Arbeitsinhalte des Förderprojektes AeroNext geändert, die auch auf die Organisation des Förderprojektes bis auf Arbeitspaketebene Auswirkungen hatten. Insbesondere die Weiterentwicklung von Technologien in den Aufgaben des AP1 „Effizienter und leiser Hochauftriebsflügel“ und des AP4 „Grenzbereiche des Fluges“ wurden verstärkt ausgerichtet, um stärker Entwurfs- und Lesitungs-Aspekte des Hochauftriebsentwurfs und dessen Verifikation im Windkanal zu bedienen. Diese thematischen Verschiebungen betreffen aber nur einen kleinen Teil des Gesamtbudgets des Teilprojektes AeroNext und wurden in den jeweiligen Fortschrittsberichten gegenüber dem Projektträger dargestellt und auf den Jährlichen Reviewmeetings von M-Fly durch den Projektträger begutachtet.

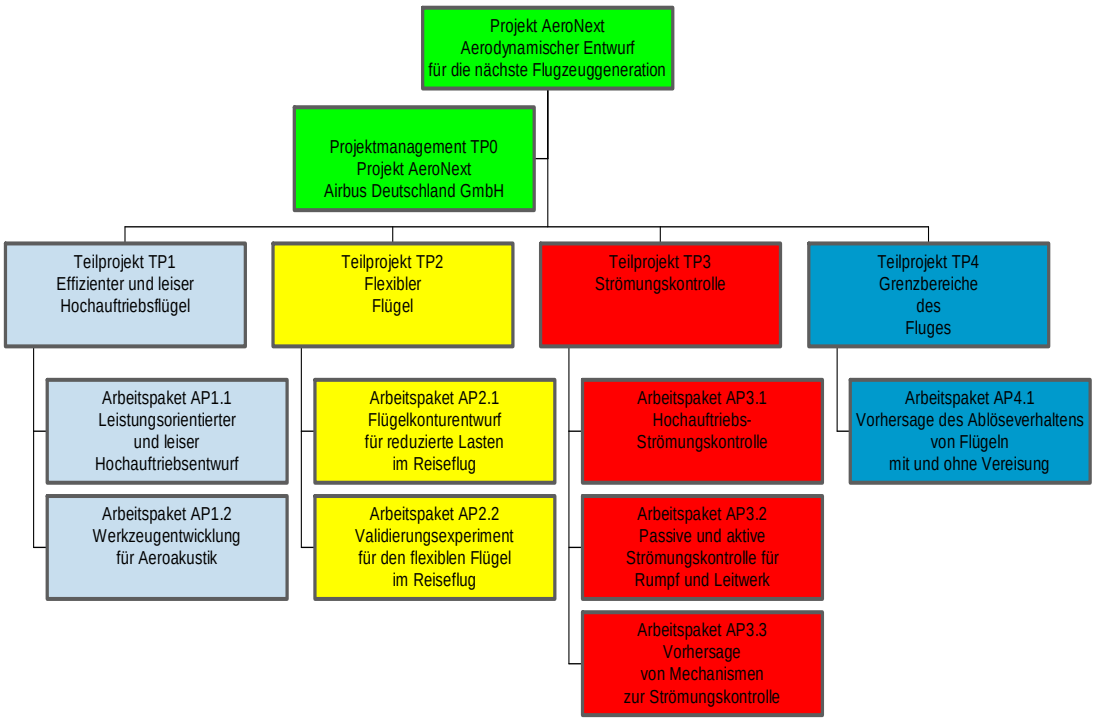


Abbildung 1-1: Organigramm entsprechend Projektantrag Vorhabenbeschreibung (Stand: 2007).

Weiterhin wurden zwei weitere fachliche Workshops zum Thema Aktive Strömungskontrolle von Airbus zusammen mit den relevanten Partnern organisiert und durchgeführt:

- November, 2007, beim DLR in Brauschweig mit Schwerpunkt experimentelle Methoden und Versuche zur aktiven Strömungskontrolle an ablösegefährdeten Hochauftriebskonfigurationen
- May 2008 bei der TU Berlin in Berlin mit Schwerpunkt der systemischen Auslegung von Strömungskontrollaktuatoren und deren strukturelle Integration.

Eine weitere enge Zusammenarbeit der Airbus Operations GmbH erfolgte mit weiteren Kooperationspartnern in Zusammenhang mit SFB und Transferprojekten. Im TP2 Niedrige Lasten und insbesondere für Aspekte der Validierung wurde erfolgreich mit der RWTH Aachen, Prof. Ballmann, und mit dem ETW zusammengearbeitet. Im TP3 erfolgte insbesondere im AP3.1 zur aktiven Strömungskontrolle an Hochauftriebskonfigurationen eine enge erfolgreiche Zusammenarbeit mit der TU Berlin, ILR, Prof. Nitsche und Prof. Thiele und mit der Fachgruppe Regelungstechnik mit Prof. King. Zum Abschluss der fachlichen Arbeiten im Transferprojekt erfolgt auch zusammen mit der DFG ein gemeinsamer Projektreview, der im November 2009 in Bremen bei Airbus durchgeführt wurde.

Zur Evaluierung der vorliegenden Strömungskontrollkonzepte und deren möglichen Weiterentwicklung und Konzeption für eine mögliche Integration in zukünftige und bestehende Airbus-Produkte wurde ein Innovationsworkshop im April 2009 von Airbus organisiert und zusammen mit EADS-IW durchgeführt. Hierbei lag der Fokus auf den hohen multidisziplinären Charakter dieser Technologie und möglichen Technologieentwicklung, der auf diesem Workshop von den Teilnehmern herausgearbeitet wurde.

Organisation TP1 „Effizienter und Leiser Hochauftriebsflügel“

Die Arbeiten des Teilprojektes TP1 „Effizienter und leiser Hochauftriebsflügel“ beinhalteten ursprünglich die folgenden Arbeitspakete:

- AP 1.1 Leistungsorientierter und leiser Hochauftriebsentwurf
- AP 1.2 Werkzeugentwicklung für Aeroakustik

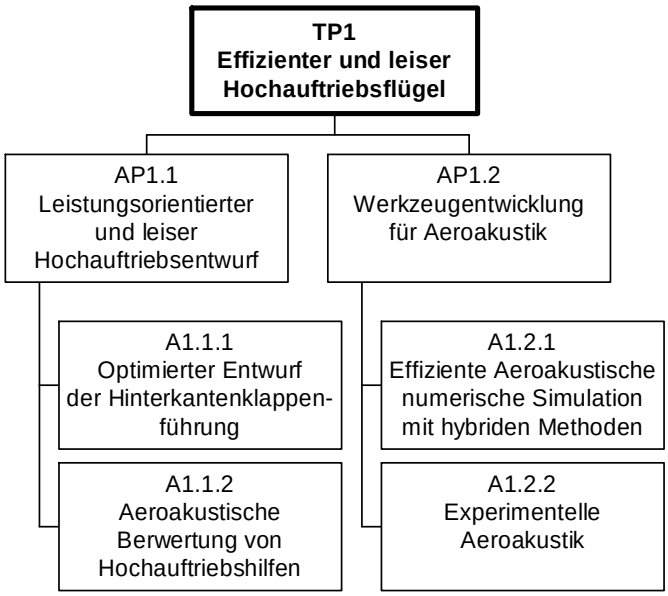


Abbildung 1-2: Arbeitspaketstruktur des Teilprojektes TP1 „Effizienter und leiser Hochauftriebsflügel“ (Stand Antragsphase 2006 und zu Beginn des Projektes 2007)

Aufgrund der genannten Neuausrichtung der Themen erfolgte mit Beginn des Projektes eine Neuausrichtung der FuE-Arbeitsthemen. Die Änderungen gegenüber dem ursprünglichen Projektantrag sind in der folgenden Abbildung dargestellt.

Mit diesen beiden, neu angepassten Schwerpunkten für einen effizienten Hochauftriebsflügel sollte sichergestellt werden, dass zum einen im Arbeitspaket AP1.2 Methoden und Verfahren für die Steigerung der aerodynamischen Leistung für lärmarme / leise Start- und Landekonfigurationen untersucht und weiterentwickelt werden und zum anderen im Arbeitspaket AP1.4 die Verfahren zur numerischen CAA-Simulation mit Blick auf die spätere Validierung vorangetrieben werden. In diesen beiden Arbeitspaketen arbeiteten direkt der Verbundpartner DLR mit, als auch im Unterauftrag durch Airbus. Weiterhin beteiligten sich die FuE-Partner TU Berlin und Uni Stuttgart im Unterauftrag, respektive, an diesen Arbeitspaketen.

Die hier in M-Fly / AeroNext zu TP1 durchgeführten Arbeiten standen bzw. stehen auch in engem Zusammenhang mit dem Nachfolgeprojekt FTEG (LuFoIV-2), welches sich die Validierung der entwickelten akustischen Quellmodelle besonders an Hochauftriebskomponenten zum Ziel gesetzt hat.

Organisation TP2 „Flexibler Flügel“

Die Arbeiten des Teilprojekt TP2 „Flexibler Flügel“ in AeroNext umfassen:

- AP2.1 Flügelkonturentwurf für reduzierte Lasten im Reiseflug
- AP2.2 Validierungsexperiment für den flexiblen Flügel im Reiseflug

Der in der nächsten Abbildung dargestellte Überblick verdeutlicht die Arbeitspaketstruktur des Teilprojektes TP2 „Flexibler Flügel“.

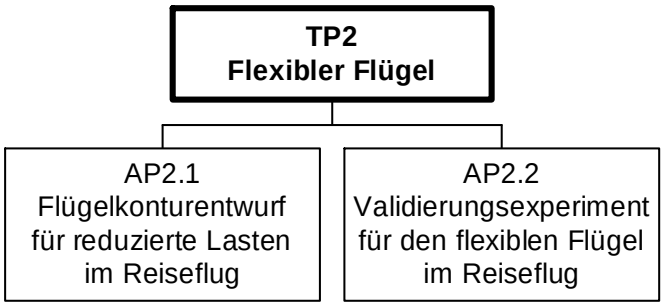


Abbildung 1-3: Arbeitspaketstruktur des Teilprojekts TP2 „Flexibler Flügel“

Im AP2 erfolgte eine enge Zusammenarbeit mit dem DLR-AS in Braunschweig Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik für die Durchführung von 3D CFD RANS Rechnungen für entsprechende Außenflügelgeometrien sowie Input für die Lastabschätzung und Nutzung des FAME Moduls.

Mit der RWTH Aachen, Prof. Ballmann, mit dem angedockten SFB 401 „HIRENASD“ Projekt wurden Untersuchungen zu innovativen Außenflügel-konzepten wie *wing lets* und sog. *shark lets* durchgeführt und von Airbus begleitet und utnerstützt.

Vor dem Abschluss des Sonderforschungsbereichs SFB 401 nach der maximalen, zwölfjährigen Förderungsdauer im Jahr 2008 fand das HIRENASD-Projekt eine Fortsetzung in dem Transferprojekt ASDMAD (Aero-Structural Dynamics Methods for Airplane Design) der Deutschen Forschungsgemeinschaft, das gemeinsam von der DFG, der Airbus Deutschland GmbH und der RWTH Aachen gefördert wurde. In diesem Projekt wurde das HIRENASD-Flügelmodell an seiner Spitze unter Beibehaltung der Spannweite durch zwei unterschiedliche Winglet-Varianten, eine mit fester Geometrie und eine mit einer beweglichen Klappe, modifiziert und in zwei Versuchsreihen erneut im ETW experimentell untersucht. Die erste Versuchsreihe (ASDMAD-1, Winglet mit fester Geometrie) fand im Februar 2010 statt, die zweite Versuchsreihe wird 2011 durchgeführt. Die hier durchgeführten Arbeiten stehen auch in engem Zusammenhang mit dem Nachfolgeprojekt FTEG (LuFoIV-2).

Organisation TP3 „Strömungskontrolle“

Die Arbeiten des Teilprojektes TP3 umfassen Arbeitspakete zur Strömungskontrolle an Hochauftriebskomponenten für Start und Landung und am Rumpf/Leitwerk für den Reiseflug. Dabei werden sowohl experimentelle als auch verbesserte numerische Untersuchungen zur Weiterentwicklung von Strömungskontrolltechniken und tieferem Verständnis der Kontrollmechanismen insbesondere auf dem Gebiet der aktiven Strömungskontrolle zur Laminarhaltung betrachtet.

- AP3.1 Hochauftriebsströmungskontrolle

- AP3.2 Passive und Aktive Strömungskontrolle für Rumpf und Leitwerk
- AP3.3 Vorhersage von Mechanismen zur Strömungskontrolle

Der in der nächsten Abbildung dargestellte Überblick verdeutlicht die Arbeitspaketstruktur des Teilprojektes TP3 „Strömungskontrolle“.

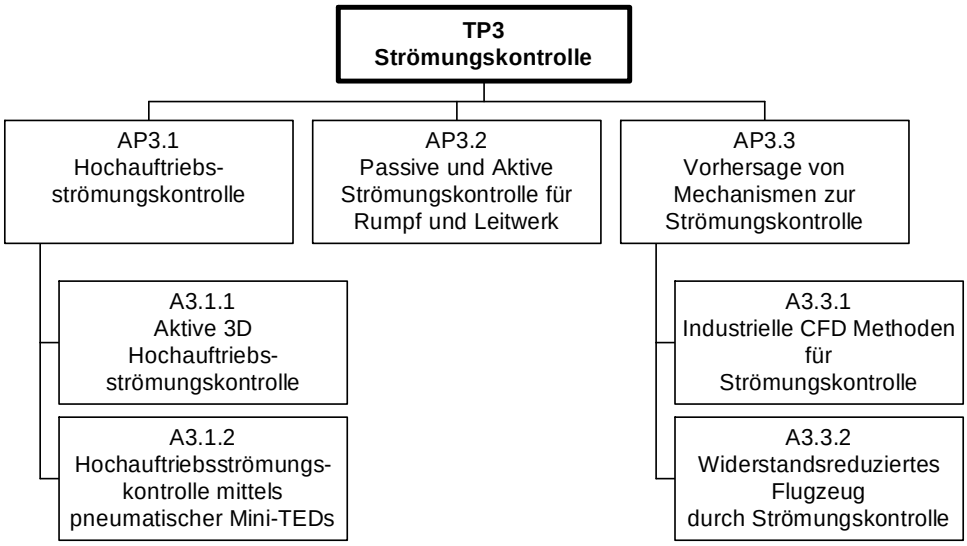


Abbildung 1-4: Arbeitspaketstruktur im Teilprojekt TP3 „Strömungskontrolle“.

Die Beiträge des Verbundpartners DLR und der unterbeauftragten Partner wie TU Berlin, TU Braunschweig, Uni Stuttgart, TU Dresden trugen direkt zu den Arbeiten im TP3 Strömungskontrolle des Projektes AeroNext bei. Es wurden regelmäßig meilensteinorientierte, technische Ergebnis-Review mit den Verbundpartnern und Unterauftragspartnern durchgeführt. Eine ausgesprochene gute Zusammenarbeit wurde einerseits mit dem Experimentellen Strömungskontrollverbund angedockt an AP3.1 und AP3.2 durchgeführt. Hierzu zählen eine Reihe von an 2D, 2.5D und komplexen 3D Hochauftriebskonfigurations-Windkanalmodellen in verschiedenen Windkanälen durchgeführten Messkampagnen der beteiligten Partner. Mit der Numerischen Expertengruppe um Bernhard Eisfeld vom DLR-AS in Braunschweig wurden ebenfalls wegeweisende Ergebnisse im Verständnis und in der Anwendung der bereitgestellten Methoden und Verfahren zur Simulation von Strömungskontrolleffekten erzielt.

Insbesondere bei der Erstellung der komplex aufgebauten Aktuatortechnik im AP3.1 zur Integration in das Airbus HIREX Windkanal-Modell konnte das KMU Deharde gewonnen werden, die in Zusammenarbeit mit der Modell- und Windkanalabteilung von Airbus und der TU Berlin im Unterauftrag eine hervorragende Arbeit und Ergebnis abgeliefert hatten, was grundsätzlich zu dem nachhaltigen Erfolg der Anwendung von aktiver und aktiv-dynamischer Strömungskontrolle auf den Hinterkantenklappen des Modells im LSWT Bremen Windkanalversuch beigetragen hatte.

Besonders substantiell war hier auch die enge Zusammenarbeit zwischen Airbus und der TU Berlin in dem angedockten Transferprojekt mit Bezug den TP04, TP05 und TP06 im Rahmen des SFB 557 „Beeinflussung komplexer turbulenter Scherströmungen“. Die richtungsweisenden Ergebnisse auf dem numerischen Gebiet der Simulation komplexer Strömungen mit Strömungskontrolle (TP06) und auf dem Gebiet der Regelungstechnik (TP05) waren Grundlage für die Auslegung der Windkanalexperimente. Die technologischen Untersuchungen der TU Berlin zusammen mit Airbus im Rahmen des Transferprojektes (TP04 Aktive Kontrolle der Strömungsablösung an einer Airbus Hochauftriebskonfiguration) und des Projektes AeroNext im Rahmen von M-Fly waren bahnbrechend und Erfolgsgarant zugleich für die erzielten Ergebnisse an dem HIREX Modell mit aktiver Strömungskontrolle im LSWT Bremen.

Außerdem wurden regelmäßige technische Arbeitsbesprechungen mit den FuE Partnern durchgeführt, um den Fortschritt der geplanten Arbeitsergebnisse sicherzustellen.

Diese Ergebnisse in diesem TP3 Strömungskontrolle in AeroNext (2008-2009) beeinflussten maßgeblich die weitere Ausrichtung des EU Projektes AVERT in 2010 sowie die voranschreitende Gestaltung von FuE auf der Smart Fixed Wing Aircraft Plattform der Joint Technology Initiative Clean Sky (ab 2009). Trotz dieser positiven Entwicklung der Forschungslandschaft muss klar erkannt werden, dass eine Integration dieser Technologie in ein Flugzeug für die zivile Anwendung noch weit von einem Produktstatus entfernt ist. Weitere Systemische und Struktur/Material-Integrationslösungen bis hin zu einer anderen ganzheitlichen Entwurfsphilosophie und zugehörige MDO Entwurfs-Prozesse müssen entwickelt werden bevor, so eine Technologie effizient und wirtschaftlich genutzt werden kann.

Organisation TP4 „Grenzbereiche des Fluges und Hochauftriebsentwurf“

In der endgültigen Form des Projektantrages war das Arbeitspaket „Vorhersage des Ablöseverhaltens von Flügeln mit und ohne Vereisung“ zunächst das einzige im Teilprojekt 4 zum Thema „Grenzbereiche des Fluges“ verbleibende Arbeitspaket. Die Planung des Arbeitspakets sah eine Zusammenarbeit von Airbus und DLR vor, bei der die DLR im Unterauftrag von Airbus tätig wurde. Zunächst sollten im Vorhaben gemeinsam geeignete Testfälle von Flügeln in Reiseflugkonfiguration ohne oder mit Vereisung identifiziert werden, für die eine gute Datenbasis von Windkanalversuchen vorlag. Diese Testfälle sollten dann vom DLR sorgfältig mit den wichtigsten im Strömungslöser TAU vorhandenen Turbulenzmodellen untersucht werden. Das Hauptziel war hierbei die Qualifizierung von höherwertigen Turbulenzmodellen wie RSM und DES und der Vergleich mit einfachen Ein- und Zweigleichungsturbulenzmodellen.

Durch die enge Verzahnung der Arbeiten, die beim DLR geleisteten wurden, mit den Interessen von Airbus wurden sehr häufige Projekttreffen zwischen dem unterbeauftragten Partner DLR und Airbus durchgeführt. Dabei gliederte sich die Bearbeitung des Vorhabens in zwei ausgezeichnete Abschnitte: Im ersten Abschnitt wurde mit mäßigem Erfolg versucht, Windkanalversuche an der University of Illinois in Urbana Champaign (UIUC) nachzurechnen. Nachdem klar geworden war, dass dieses Experiments als Vergleichsexperiment ungeeignet war und wesentliche systematische Fehler bei der Durchführung

gemacht worden waren, wurden die Untersuchungen noch einmal neu mit einem anderen von der NASA durchgeführten Vergleichsexperiment gestartet.

Wegen der o.g. stärkeren Ausrichtung des Förderprojektes AeroNext auf Ziele des verbesserten und lärmarmen Hochauftriebsentwurfs und insgesamt einer optimierten Leistungssteigerung in Wechselwirkung mit dem Flügelentwurf wurden weitere Arbeitspakete im TP4 „Grenzbereiche des Fluges“ in AeroNext aufgenommen. Dazu zählen die AP4.2, AP4.3 und schließlich auch in 2009-2010 das AP4.4.

Die Arbeiten im Teilprojekt TP4 Grenzbereiche des Fluges von AeroNext umfassten daher ab 2007/2008:

- AP 4.1 Vorhersage des Ablöseverhaltens von Flügeln mit und ohne Vereisung
- AP4.2 Phänomene am abgelösten Flügel
- AP4.3 wird in diesem Bericht nicht dargestellt.
- AP4.4 Hochauftriebsentwurfsverifikation und Windkanalversuche

Der in der nächsten Abbildung dargestellte Überblick verdeutlicht die Projektstruktur des neu gestalteten TP4 mit seinen Arbeitspaketen.

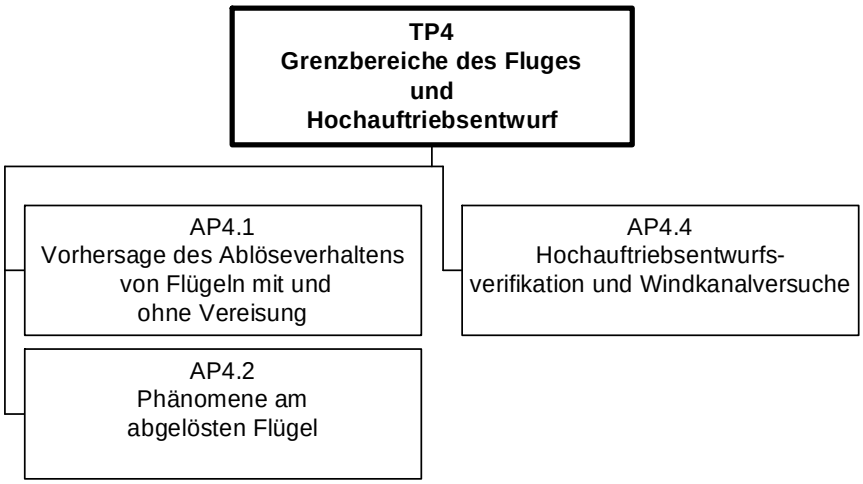


Abbildung 1-5: Struktur Teilprojekt TP4 „Grenzbereiche des Fluges“

In diesem TP4 arbeitete Airbus hauptsächlich mit Unterauftragspartnern wie dem DLR, TU Dresden, TU Berlin, aber auch mit KMU wie Deharde nDie Beiträge der Verbundpartner und unterbeauftragten Partner tragen direkt zu den Arbeiten des Vorhabens AeroNext bei. Es wird regelmäßig ein meilensteinorientiertes, technisches Ergebnis-Review mit den Verbundpartnern und anderen Teilprojekten veranstaltet. Außerdem werden regelmäßige Arbeitsbesprechungen mit den Unterauftragnehmern veranstaltet, um den Ablauf des Programms, die Sicherstellung von gleichen verwendeten Referenzdaten und die Überwachung der Arbeiten zu gewährleisten.

Planung und Ablauf Optodyn

Projektstruktur Optodyn

Die Projektleitung des Projektes Optodyn wird von Airbus Operations GmbH, Flugphysik / Lasten und Aeroelastik, übernommen und administrativ verwaltet.

Die Aufteilung der einzelnen Optodyn-Kernthemen in Teilprojekte ist nachfolgend aufgelistet:

TP 1 Lasten- und Ermüdungsüberwachungssystem

TP 2 Neue Kontrollsteuerflächen (am Seitenleitwerk) für VTP Lastenkontrolle und Komfortverbesserung des hinteren Rumpfabschnittes

TP 3 Neue Systeme zur Lastreduktion und Komfortverbesserung

TP 4 Neue Schnittstelle zwischen flugphysikalischen (strukturdynamischen) und strukturmechanischen Analysen

TP 5 Erweiterte Aeroelastik-Flugversuchsanalyse auf der Basis aktueller Flugversuchsdaten (für aeroelastische Eigenbewegungsformen des Flügels, des Leitwerks, und des gesamten Rumpfes)

TP 6 Buffetmodellierung für die Lastenanalyse

TP 7 Neue Methoden für aeroelastische Windkanalversuche

TP 8 Erweiterte Modelle für Flugzeugdynamik beim Flug in gestörter Atmosphäre

TP 9 Erweiterter Ansatz für Gewichts- und Flugsimulator(piloten-)analyse

TP 10 Neuer Ansatz für verstärkten Einsatz virtueller Testmethoden (virtuelle Tests an der Grenze des Flugbereiches)

Ablauf des Teilprojektes / wesentliche Meilensteine und Deliverables

Nachfolgend ist die Gesamtmeilensteinplanung pro Teilprojekt dargestellt (siehe auch Abb. 2). Die Hauptmeilensteine sind in der M-Fly-Verbundbeschreibung zusammengefasst.

TP 1 Lasten- und Ermüdungsüberwachungssystem

Dez. 2008: Vorentwurf des Überwachungssystems

März 2010: Endgültiger Entwurf des Überwachungssystems validiert

TP 2 Neue Kontrollsteuerflächen (Seitenleitwerk) für VTP Lastenkontrolle und Komfortverbesserung des hinteren Rumpfabschnittes

Juli 2008: Definition von Steuerflächenlösungen.

März 2009: Vorentwurf der neuen Steuerflächen abgeschlossen.

März 2010: Entwurf neuer Steuerflächenlösungen abgeschlossen..

TP 3 Neue Systeme zur Lastreduktion und Komfortverbesserung

Dez. 2008: Auswahl eines Konzeptes zur Lastreduktion oder Komfortverbesserung.

Sept. 2011: Bereitstellung von Werkzeugen zur Auslegung und Analyse von Böenabminderungssystemen unter Zuhilfenahme der Modellbasierten Prädiktiven Regelung.

TP 4 Neue Schnittstelle zwischen flugphysikalischen (strukturdynamischen) und strukturmechanischen Analysen

Okt. 2008: Neue Schnittstelle zwischen Strukturdynamik (Lasten und Aeroelastik) und Statik Schnittstelle für ein Fallbeispiel definiert.

Dez. 2009: Prototyp der neuen Schnittstelle zwischen Strukturdynamik (Lasten und Aeroelastik) und Statik für ein Fallbeispiel progammiert.

März 2010: Prototyp der neuen Schnittstelle zwischen Strukturdynamik (Lasten und Aeroelastik) und Statik für ein Fallbeispiel getestet.

TP 5 Erweiterte Aeroelastik-Flugversuchsanalyse auf der Basis aktueller Flugversuchsdaten (für aeroelastische Eigenbewegungsformen des Flügels, des Leitwerks, und des gesamten Rumpfes)

Okt. 2008: Erster Ansatz für die erweiterte Aeroelastik-Flugversuchsanalyse auf der Basis aktueller Flugversuchsdaten definiert.

Aug. 2009: Erster Ansatz für die erweiterte Aeroelastik-Flugversuchsanalyse auf der Basis aktueller Flugversuchsdaten programmiert.

März 2010: Ansatz für die erweiterte Aeroelastik-Flugversuchsanalyse auf der Basis aktueller Flugversuchsdaten angewandt.

TP 6 Buffetmodellierung für die Lastenanalyse

Dez. 2007: Ansatz für Buffeting-Lastenberechnung anhand von Flugversuchsdaten definiert.

März 2009: Neuer Buffeting- Lastenberechnungsansatz programmiert.

März 2010: Neuer Ansatz für Buffeting-Lasten erprobt.

TP 7 Neue Methoden für aeroelastische Windkanalversuche

Dez. 2007: Windkanalversuch … für Lastenkontrolle definiert.

April. 2009: Aufbau des Windkanalversuches … abgeschlossen.

Dez. 2009: Windkanalversuch … erfolgreich demonstriert.

TP 8 Erweiterte Modelle für Flugzeugdynamik beim Flug in gestörter Atmosphäre

Juli 2008: Cockpitbewegungssimulationsanwendungsfälle vordefiniert.

Dez. 2009: Cockpitbewegungssimulationsanwendungsfälle definiert einschließlich Flugbedingungen in gestörter Atmosphäre.

Jan. 2010: Pilotenmodelle für Flug in gestörter Atmosphäre erstellt.

Juni 2010: Cockpitbewegungssimulationsanwendungsfälle für das Pilotenwarnsystem durchgeführt und analysiert

TP 9 Erweiterter Ansatz für Gewichts- und Flugsimulator(piloten-)analyse

Nov. 2009: Verbessertes Flugsimulatoranalyseverfahren für das Pilotenverhalten verfügbar.

Febr. 2010: Verbessertes Verfahren zur Ermittlung von Gewichtseinsparungen verfügbar.

TP 10 Neuer Ansatz für verstärkten Einsatz virtueller Testmethoden (virtuelle Tests an der Grenze des Flugbereiches)

März 2010: Finite Element Modell für die Kalibrierung der Fluglastenmessung verfügbar

Nov. 2009: Potenzial eines Wasserkanalversuches mit generischen elastischen Strukturen für die Ditching-Zulassung ermittelt.

1.5 Stand der Wissenschaft und Technik

Während der Laufzeit des Projektes AeroNext wurden parallel weitere FuE-Projekte im Nationalen wie im Europäischen Kontext abgeschlossen und gestartet und trugen direkt oder indirekt zu einer Verzahnung der FuE-Arbeiten in M-Fly / AeroNext bei. Dadurch konnten einerseits Synergien genutzt, aber auch klar Abgrenzungen geschaffen werden. Insbesondere konnte die FuE-Vorreiterrolle von Airbus mit seinen nationalen Partnern auf den Gebieten der Hochauftriebs-Aeroakustik und Strömungskontrolle ausgebaut werden. Weiterhin wurden die Expertisen für die Airbus Operations GmbH insbesondere am Standort Bremen mit seinen nationalen Partner wie dem DLR, hier das Institut AS in Braunschweig, für den optimierten Hochauftriebsentwurf und zugehörige Verfahrens- und Methoden-entwicklung zur Verifikation und Validierung vorangetrieben.

AeroNext - TP1 „Effizienter und Leiser Hochauftriebsflügel“

In diesem Arbeitspaket wurden Methoden und Verfahren für die akustische Simulation von Quelllärm insbesondere für die Lärmbewertung von Hochauftriebskonfigurationen entwickelt. Die Schwierigkeit dabei besteht darin, die akustisch relevanten Skalen in der numerischen Anwendung räumlich und zeitlich für bestimmten Geometrien auflösen zu können und diese zeitgenau entsprechend der räumlichen und phasenkorrlierten Ausbreitung von Quelltermen rechnen zu können. Während die Verfahren und Methoden für diese akustische Simulation in diesem AP in AeroNext maßgeblich verbessert und entsprechende Ergebnisse erzielt wurden, bleibt die Validierung mit den kleinmaßstäblichen 2D F15 oder F16 und/oder schiebenden FNG Modellen aus (siehe auch folgende Abbildung). Dieses Ziel kann nunmehr in dem parallel laufenden FTEG (LuFoIV-2) Projekt erreicht werden.

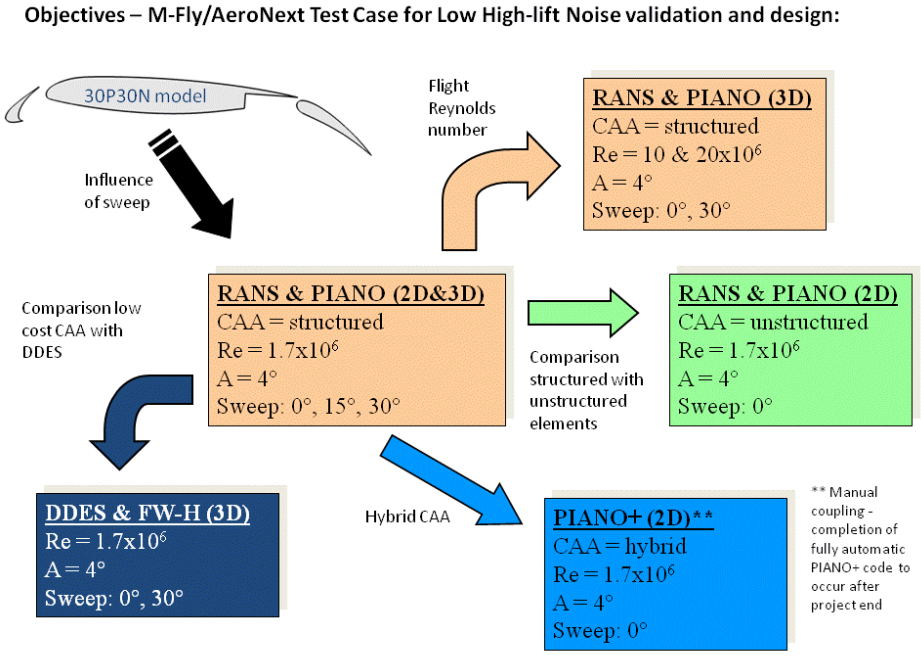


Abbildung 1-6: CFD/CAA Herangehensweise in M-Fly/AeroNext TP1 zur sicheren Methoden- und Verfahrensentwicklung und zukünftigen Validierung zur Berechnung von Lärmquellen und deren akustischen Ausbreitung im Nahfeld.

AeroNext - TP2 „Flexibler Flügel“

Die Mission eines Verkehrsflugzeugs ist gekennzeichnet durch eine Vielzahl verschiedener Bedingungen, die dazu führen, dass der Verformungszustand des Flügels in einem bestimmten Bereich variiert. Im Entwurfspunkt des Flugzeugs, d.h. für eine bestimmte Geschwindigkeit im Reiseflug und für den erforderlichen Auftrieb berechnet aus Gewicht und Flughöhe, wird für einen Verformungszustand des Flügels die Optimierung der aerodynamischen Leistungen vorgenommen.

Der bisherige aerodynamische Flügelentwurf basiert im Wesentlichen auf einem starren Flügel. Die statische Verformung des Flügels wird erst im späteren Entwurfszyklus durch Vorgabe einer festen Verwindung berücksichtigt.

Aufgrund der Tatsache, dass der Flügel nicht durch die Lasten im Auslegungsfall (aerodynamischer Entwurfspunkt) dimensioniert wird, sondern durch die Lasten von verschiedenen bestimmten Lastfällen, die zum Beispiel der Manöverfall bei 2.5g oder Böen sein können, ist es wichtig, diese Fälle bereits während der aerodynamischen Auslegungsphase zu betrachten. Bei diesen Lastfällen weist der Flügel verschiedene Verformungszustände auf, die sich in unterschiedlichen Verteilungen für die Verdrehung und Durchbiegung ausdrücken, die mit der Form im Auslegungspunkt verglichen wird. Folglich kann die Last nicht vom Auslegungspunkt aus zum betrachteten Lastfall skaliert werden, um die korrekte Dimensionierung der Struktur zu erhalten. Nicht-lineares Verhalten spielt hier eine wichtige Rolle.

Verfahren zur Strömungs-Struktur-Kopplung (CFD/CSM) sind bekannt und auch bereits industriell im Einsatz. Jedoch erfüllen die vorliegenden Verfahren oft nicht die Anforderungen, um im aerodynamischen Entwurf eingesetzt zu werden. Zum einen sind die Strukturmodelle zu detailliert und zu komplex, was schnelle Änderungen, wie sie im aerodynamischen Entwurfsprozess häufig vorkommen, schwierig macht. Zum anderen waren bislang einfache Strukturmodelle auch nur mit relativ einfachen aerodynamischen Verfahren wie Traglinienverfahren gekoppelt und primär für den Zweck von Gewichtsabschätzungen ausgelegt. Daher ist es die Hauptaufgabe des Projekts, die Nutzung von strömungs-struktur-gekoppelten Verfahren im aerodynamischen Entwurf zu verbessern.

Aeronext - TP3 „Strömungskontrolle“

Zu Beginn des Vorhabens wurde die aktive Strömungskontrolle im Labormaßstab an klein-skaligen, zumeist einfachen 2D Profilen oder Hochauftriebskonfigurationen vermessen und numerisch auch an solchen Konfigurationen berechnet. Maßgeblicher Partner waren hier Universitäten im Unterauftrag. Aus diesen Aktivitäten heraus hatte sich im Rahmen von LuFoIII in dem Programm IHK der Strömungskontrollverbund entwickelt eine Partnerschaft zwischen Airbus als steuernder Partner und den Forschungspartnern DLR mit dem Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik sowie den Universitäten TU Berlin, ILR, und TU Braunschweig, ISM. Diese Partner hatten es vermocht eine wirksame und effektive Strömungskontrolltechnik für den Windkanalbetrieb zu entwickeln und an einem 2D F15 DLR Modell im DNW-NWB beginnend zu testen. Erst mit M-Fly / AeroNext gelang es aber die

Effektivität und insbesondere die Effizienz von aktiver Strömungskontrolle an einfachen 2D bis hin zu komplexen 3D Hochauftriebskonfigurationen im Windkanal zu testen und erfolgreich das Strömungskontrollkonzept insbesondere auf der Hinterkantenklappe zu demonstrieren.

Die Anwendung numerischer Methoden verlief parallel dazu in zwei Entwicklungssträngen. Zum Einen wurde die Entwicklung weiterer Verfahren und Methoden zur richtigen Simulation von Jetströmungen in der ebenen Plattenströmung untersucht, um sowohl die Effekte der Anregung per Wahl des richtigen Turbulenzmodells zu beschreiben und zu verifizieren. Zum anderen wurde ein Pilot gestartet um zunächst die Grundströmung der o.g. komplexen Hochauftriebskonfiguration richtig zu berechnen, um dann mit der im Experiment angewandten Schlitz-Aktuator-Anordnung die aktiv beeinflusste Strömung zu simulieren. Die erzielten Ergebnisse bestätigten nicht zur die Topologie der im Experiment gefunden Strömung, sondern auch das Leistungsverhalten der induzierten Sekundärströmung, die die Hauptströmung zum Wiederanlegen brachte und damit auch die aerodynamischen Beiwerte in Abhängigkeit vom Anstellwinkel richtig (im Rahmen der Toleranzen) wiedergibt.

Damit konnte dann auch im Weiteren in Zusammenarbeit mit der TU Berlin im Rahmen des Transferprojekts bzgl. des SFB557 weitere Berechnungen zur Optimierung der Schlitz-Aktuator-Anordnung untersucht werden. Diese Untersuchungen wurden und werden von der TU Berlin seitdem weiter verfolgt und vorangetrieben.

Ebenfalls wurden auch die in M-Fly/AeroNext und in dem Transferprojekt mit der TU Berlin konzeptionierten fluidischen Aktuatoren für die aktive Strömungskontrolle weiter entwickelt. Die Konzeption dafür ergab sich aus der Identifikation der treibende Parameter für ein effizientes Design eines derartigen Aktuators auf Flugzeuglevel. Diese insbesondere systemischen Anforderungen für diese Untersuchungen wurden von Airbus aus M-Fly/AeroNext heraus betrieben und im Rahmen des bereits abgeschlossenen HIT/HILIT LuFoIV-1 Projektes in 2009-2010 durchgeführt. Aus diesen Studien wurde sehr schnell deutlich, dass ein effizienter fluidischer Aktuator aerodynamisch gesteuert werden sollte und in seinem Aufbau möglichst keine mechanischen Teile aufweisen darf, um u.a. auch Druckverluste und Maintenance Probleme zu umgehen.

Da im Rahmen von FTEG (LuFoIV-2) Antrag und auch im Rahmen von HILIFT (LuFoIV-3) weitere nationale Entwicklungen zur aktiven Strömungskontrolle nicht zum Zuge kamen, wurde im Europäischen Rahmenprogramm und hier insbesondere in AVERT und JTI/SFWA weitere Untersuchungen zur aktiven Strömungskontrolle, sprich Ablösekontrolle vorangetrieben. Auch zukunftsweisende Untersuchungen wie diese Technologie auf zukünftige Flugzeugkonfigurationen angewendet werden könnte, wurde in EU Projekten wie MARS angegangen.

Letztlich muss gesagt werden, dass nur dann nachhaltige Synergiepotenziale in seiner wirtschaftlichen Nutzung durch die Integration der aktiven Strömungskontrolle möglich wird, wenn es gelingt die Strömungs-Aktuatorfunktion in die Struktur harmonisch mit zu integrieren, die Rezeptivität der Sekundärströmung für entsprechend dafür ausgelegte bzw. entworfene Bereiche nutzen zu können, so dass per se eine Leistungssteigerung als ein inhärenter Parameter des gesamten Flugzeugkonfiguration und -entwurf ausmacht. Dabei ist

nicht ausgeschlossen, dass mit dieser Anwendung weitere Funktionen wie Lastkontrolle bzw. Lastminderung möglich werden.

AeroNext - TP4 „Grenzbereiche des Fluges“

Ein Eisansatz an der Vorderkante eines Flügels erzeugt eine signifikante Veränderung der Oberflächengeometrie des Flügels. Diese Geometriemodifikation führt zu einer ebenso starken Veränderung der aerodynamischen Charakteristik des betrachteten Flügels. Die Veränderung der aerodynamischen Charakteristik ist vor allem dadurch zu erklären, dass sich bereits bei kleinen Anstellwinkeln stromab des Eisansatzes eine massive Strömungsablösung ausbildet. Die vom Eisansatz erzeugte Ablösung kann nicht mit den im Einsatz befindlichen Standardverfahren auf Basis potentialtheoretischer Methoden nachgebildet werden. Eine erste Verbesserung dieser Situation brachte der Einsatz des DLR TAU Codes mit den dort implementierten Ein- und Zweigleichungsturbulenzmodellen. Mit diesem Programm wurde es möglich, für einen einfachen zweidimensionalen Flügel in Reiseflugkonfiguration ohne Eisansatz den Beginn der Abweichung vom linearen Auftriebsverhalten näherungsweise zu berechnen.

Die im DLR TAU Code verwendeten Ein- und Zweigleichungsturbulenzmodellen haben jedoch auch Grenzen. Für Flügel in Hochauftriebskonfiguration oder für einfache zweidimensionale Flügel mit Eisansätzen war wegen der komplizierten Strömungstopologie bzw. der bereits erwähnten massiven Ablösung keine verlässliche Aussage möglich.

In der Zwischenzeit waren in den DLR TAU Code jedoch auch höherwertige Turbulenzmodelle integriert worden. Es handelt sich hierbei um Reynolds-Spannungs-Modelle (RSM), bei denen nicht vorausgesetzt wird, dass die turbulenten Schubspannungen durch isotropen Spannungszustand hervorgerufen werden, und die sogenannten Detached-Eddy-Simulation (DES) Modelle, bei denen die großen Turbulenzballen in nicht wandgebundener Turbulenz nicht mehr modelliert, sondern von der Rechnung vollständig aufgelöst werden. Diese neuen Turbulenzmodelle waren zwar im TAU Code implementiert, jedoch noch nicht für Geometrien mit Eisansätzen getestet worden.

Ziel des Forschungsvorhabens war es deshalb die Eignung dieser höherwertigen Turbulenzmodelle für Flügel mit Eisansätzen im linearen wie nicht-linearen Auftriebsbereich zu überprüfen.

Optodyn - Arbeitspakete

Bisherige Lastabminderungs- und Komfortverbesserungssysteme beschränken sich auf konventionelle Reglerarchitekturen, lassen aber die multidisziplinären Systemoptimierungsmöglichkeiten von neuen Steuerflächen, Aktuatoren und Sensoren ungenutzt.

Durch den weiter verstärkten Einsatz von CFK-Bauteilen ergeben sich neue Optimierungsmöglichkeiten der strukturellen Eigenschaften, dabei werden auch extreme Konditionen für die LASTENZULASSUNG wie Ditching (Notwasserung) betrachtet.
Integrierte dynamische Lasten- und Spannungsanalysen sollen bisher genutzte statische Lastannahmen ersetzen.

Das Potenzial von Onboard-Überwachungssystemen ist bisher erst teilweise genutzt worden. Insbesondere das Potenzial, Fehler bereits während der Reaktionszeit des Piloten zu analysieren, ist kaum ausgeschöpft.

Um- und Nachrüstungsprogramme (z.B. Winglets) werden derzeit mit konventionellen dynamischen Modellen und Methoden vorbereitet und bewertet und ohne spezifische Retrofittechnologien durchgeführt. Die Entwicklung maßgeschneiderter Modelle, Methoden und Technologien für solche Um- und Nachrüstungsprogramme bietet hier die Möglichkeit, Entwicklungskosten zu reduzieren und ermöglicht, Produktverbesserungen in der fliegenden Flotte zu erreichen, z.B. ist das Potenzial der Lastenkontrolltechnologie für die Nachrüstung von Außenflugzeugkomponenten/-bauteilen bisher ungenutzt (z.B. Winglets, die Lasten in den Außenflügel einleiten; große Zusatzanbauten wie Antennen etc.).

Aktuelle Flugversuche zeigten die Notwendigkeit einer detaillierten HTP-Lastenmodellierung und –ermittlung bei Flügel-Höhenleitwerk-Buffet-Interferenz.

Die Möglichkeit, den Kalibrationsaufwand für die Lastenflugversuche durch rechnerbasierte FEM-Analysen zu ersetzen, ist derzeit noch ungenutzt. Literaturrecherchen und Diskussionen mit der FAA zeigen, dass systematische Gefährdungskriterien für das Einfliegen in Wirbelschleppen derzeit nicht existieren.

In der Patentschrift: Kordt, Schuler „Verfahren zur Unterdrückung von elastischen Schwingungen – Aktive Masse System“ konnte das Potenzial lokaler Dissipationssysteme zur Lastenreduktion am Rumpf und zur Komfortverbesserung demonstriert werden.

2 Verwendung der Zuwendung und Ergebnisse

2.1 AeroNext - TP1 Effizienter und leiser Hochauftriebsflügel

AP1.1 Leistungsorientierter und leiser Hochauftriebsentwurf

Ursprünglich war im AP1.1 der Fokus auf den aerodynamischen Entwurf unter aeroakustischen Gesichtspunkten und der Analyse der Hochauftriebsleistung gelegt, d.h. es sollen Entwurfstreiber für lärmoptimierte Konfigurationen von Hochauftriebssystemen ermittelt werden, die die notwendige Leistung liefern bzw. die ausgelegte Leistung optimal ausnutzen. Neben aerodynamischen Parametern wie maximaler Auftriebsbeiwert und Gleitwert in Abhängigkeit vom Anstellwinkel und zugehörigen Lärmemissionen gehen auch das Gewicht, Komplexität und Funktionsvariabilität mit für die Leistungsanalyse ein. Daher sollen in diesem AP1.1 neben der Lärmquellmodellierung in der Aufgabe A1.1.2 insbesondere auch technische Entwurfsfragen in A1.1.1 für Hochauftriebssystementwürfe untersucht werden. Da die Aufgabe A.1.1.1 im weiteren Verlauf dieses AP nicht weiter bearbeitet wurde, erfolgte eine Fokussierung auf die Aufgabe A1.1.2.

A1.1.2 Aeroakustische Bewertung von Hochauftriebshilfen (WP1.1)

Arbeitsziel

Grundlegendes Wissen über den Einfluss von bestimmten Hochauftriebsentwurfsparametern wie z.B. die Vorflügelspaltweite auf die Lärmproduktion wurde in den letzten Jahren in dem nationalen LuFoIII-Projekt IHK/HICON untersucht. Die Wirkungsweise für die Lärmentstehung am Vorflügel ist aber nach wie vor nicht abschließend verstanden. Darüber hinaus besteht aber eine erste Datenbasis für die Modellierung von Lärmquellen an Hochauftriebshilfen, die als Ausgangsbasis genutzt und durch die analysierten Ergebnisse aus HICON verbessert werden können. *Zusätzlich wurden Ergebnisse aus AWIATOR an der A340 Konfiguration untersucht.* Das Ziel bestand darin, die für den Hochauftriebsentwurf entscheidenden Parameter für einen aerodynamisch leistungs- und lärmoptimierten Entwurf zu identifizieren und deren Sensitivitäten zu ermitteln. Darüber soll dieses Werkzeug auch in dem Entwurfsprozess neuer Hochauftriebshilfen und Konfigurationen mitbenutzt werden, um auf der Basis validierter experimenteller und numerischer Simulationsergebnisse Leistungs- und Lärmemissionsrechnungen für Start- und Landeprozeduren zu erstellen und zu bewerten. Im Rahmen dieser Aufgabe A1.1.2 hatte man sich zunächst nur auf die Bewertung der experimentell erhobenen akustischen Daten beschränkt.

Arbeitsbeschreibung

- Zusammenstellung einer aerodynamischen und aeroakustischen Datenbasis von konfigurierten Hochauftriebshilfen und -systemen
- Simulation der Lärmproduktion an der Komponente für bestimmte Start- und Landeprozeduren
- Bestimmung der aerodynamischen und aeroakustischen Entwurfsparameter
- Modellierung der Lärmemission auf Komponentenebene und Ermittlung der Sensitivitäten mit Blick auf Leistungsoptimierung

- Weiterentwicklung des halbempirischen Quelllärmmodells für bestehende und neue Hochauftriebshilfen zwecks verbesserter Leistungsanalyse
- Durchführung einer Datenmodellierung und Validierung anhand der identifizierten entscheidenden Entwurfsparameter mit Blick auf Lärmoptimierung, Flugleistung und Flugdynamik für Start- und Landeprozeduren

AP1.2 Werkzeugentwicklung für die Aeroakustik

Für die Durchführung und sichere Anwendung von numerischen Simulationen und Bereistellen von belastbaren experimentellen Ergebnissen bestand der Bedarf die numerischen Verfahren und Methoden hin zur industriellen Anwendung zu verbessern und zu validieren. Daher wurden hybride Verfahren für die Aeroakustik weiterentwickelt und für die Nutzung in PAINO bereitgestellt. Diese Herausforderung wurde entsprechend der neuen Arbeitspaketstruktur im WP1.2 „Low-cost using hybrid methods“ umgesetzt.

Das Arbeitspaket bzgl. der aeroakustischen Messtechnik sollte durch die Weiterentwicklung der Akustikgitter verbessert werden, um absolute Schalldruckpegel der Lärmquellen insbesondere für Messungen in geschlossenen Windkanälen angeben zu können. Diese Aufgabe wurde aber nicht weiter verfolgt. Dafür wurde mehr Entwicklungspotenzial in der weiteren Forschung und Entwicklung von CAA-Methoden und Ausführung bis hin zu komplexen 3D Simulationen gesehen, um das Lärmquellverhalten und Lärmemission im Nahfeld für bestimmte Hochauftriebskonfigurationen ermitteln und bewerten zu können. Diese Aufgabe wurde entsprechend der neuen Arbeitspaketstruktur im WP1.4 „CAA for Swept Wings“ durchgeführt.

A1.2.1 Effiziente aeroakustische numerische Simulation mit hybriden Methoden (WP1.2)

Neben der Erhöhung des Schwierigkeitsgrades in der Simulation der Strömungsdynamik, so muss auch gleichzeitig die Komplexität der Geometrie von Hochauftriebskomponenten bis hin zu Systemen in der Weiterentwicklung der CAA-Methoden und Verfahren Rechnung getragen werden. Ein Schwerpunkt ist die Netzgenerierung auf dem die akustische Lösung zu rechnen ist. Wie in der numerischen Strömungsdynamik ist es auch in der numerischen Aeroakustik unvermeidlich, hybride Ansätze, d.h. die Verknüpfung von strukturierten mit unstrukturierten Netzen, zu verfolgen und dafür entsprechend robuste Methoden für die Beschreibung der Quellterme der Lärmproduktion bereit zu stellen.

Arbeitsziel

Demzufolge war es das Ziel, numerische Verfahren bzw. Methoden zu entwickeln und anzuwenden, die in der Lage sind, auf unstrukturierten Gittern rechnen zu können. Eine Methode stellt das Diskontinuierliche Galerkin Verfahren dar. Es gelang, dieses Verfahren für geeignete Quellterm-Modelle einzusetzen, so dass effiziente CFD-CAA-Simulationen für den Hochauftriebsentwurf für beliebig komplexe Geometrien genutzt werden können.

- Löser basierend auf strukturierten Netzen für LEE, NLDE oder APE sind bei komplexen Geometrien zu aufwändig in der Netzgenerierung und müssen daher mit

Methoden auf unstrukturierten Netzen gekoppelt werden, um auch bei komplexen Geometrien einen effizienten CFD-CAA Hochauftriebsentwurf zu ermöglichen.

Arbeitsbeschreibung

- Weitere Entwicklung und Integration von stochastischen Turbulenzmodellen z.B. RPM bzw. SDF in LEE oder APE in den CAA-Code PIANO
- Weitere Entwicklung des Wirbelimpfverfahrens in Richtung Injektion von 3D Wirbeln, z.B. Wirbelwalzen, Anpassung und Implementierung in den CAA-Code PIANO
- Weiterentwicklung von effizienten CAA Ansätzen auf unstrukturierten Netzen wie die Diskontuierliche ADER-Galerkin Methode
- Anwendung der Diskontinuierlichen ADER-Galerkin-Methode für aeroakustische Simulationen

Eigenantrag des DLR. Einzelvorhaben PIANO+.

Zu diesem Arbeitsthema liegt ein Eigenantrag des DLR PIANO+ vor. Er hat zum Ziel das im PIANO Code implementierte Diskontinuierliche ADER-Galerkin Verfahren für komplexe turbulente Quellterm-Modellierungen anzuwenden und für die Entwicklung für eine industrielle Anwendung vorzubereiten. Die Arbeiten in diesem Eigenprojekt erfolgen in Absprache mit Airbus Deutschland und in enger Kopplung mit den Airbus Arbeiten in AeroNext.

- DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Ansprechpartner: Prof. Jan Delfs.

Arbeitsbeschreibung

- Durchführung von CAA Simulationen für 3 Hochauftriebskonfigurationen
- Entwicklung von Konvergenzkriterien für Breitbandlärmsimulationen mittels CAA und stochastischer Turbulenzrealisierung bei strukturierten und unstrukturierten Verfahren
- Weiterentwicklung von effizienten CAA Ansätzen auf unstrukturierten Netzen wie die Diskontuierliche Galerkin Methode
- Anwendung der Diskontinuierlichen Galerkin-Methode für aeroakustische Simulationen

Arbeitsergebnisse

- Implementierung und Verifizierung von gekoppelten unstrukturierten und strukturierten aeroakustischen Simulationen für die industrielle Anwendung im Airbus PIANO Code für ein verbesserten CFD-CAA-Entwurfsprozess von Hochauftriebssystemen
- Geringer Aufwand für die Umsetzung von CAA-Rechnungen auf komplexen Geometrien von Hochauftriebskomponenten bzw. Hochauftriebssystemen

AeroNext - AP1.1.2 Aeroakustische Bewertung von Hochauftriebshilfen

Einleitung

Im Mittelpunkt dieser Untersuchung steht die CFD-gestützte Analyse von Lärmentstehungsmechanismen an einer komplexen Hochauftriebskonfiguration. Darüber hinaus wird die CFD-Simulation angewandt, um Unterschiede in der Verteilung von Lärmquellen bei zwei verschiedenen A340-Landekonfigurationen (Spoiler 6 ausgeschlagen bzw. eingefahren) nachzuvollziehen. Der Ausschlag von Spoiler 6 bewirkt einen geringeren Auftriebsverlust als der Ausschlag des inneren Spoilers. Aufgrund dieser Eigenschaft eignet sich eine solche Konfiguration gut für Steilanflug-Prozeduren. Durch Steilanflüge kann der am Boden wahrgenommene Lärm wirksam reduziert werden, jedoch ist Spoiler 6 selbst eine Lärmquelle. Im Rahmen einer AWIATOR-Versuchsreihe wurden entsprechende Messungen bei verschiedenen Landekonfigurationen vorgenommen, um das jeweilige Lärmverhalten zu bestimmen.

In oben gezeigten Abbildung sind die experimentellen Lärmquellen bzw. Konfigurationen dargestellt (von links nach rechts): A340-Standard-Landekonfiguration, A340-Standard-Landekonfiguration mit einem Ausschlagwinkel von 60° an den Mini Trailing Edge Devices (TEDs), A340-Standard-Landekonfiguration mit einem Ausschlagwinkel von 60° an den TEDs und einem Ausschlagwinkel von 20° an Spoiler 6. Es wurde folgendes Lärmverhalten festgestellt:

- **Standard LDG:** Die Slats sind die Hauptlärmquellen, wobei der äußere Slat den meisten Lärm erzeugt. Der Anteil der Flap Track Fairings am Gesamtlärm ist gering.
- **Standard LDG+TED_60°:** Der Ausschlag der TEDs bewirkt eine leichte Zunahme des Gesamtlärms, der bei einem Anstellwinkel > 3° vernachlässigbar ist, und das allgemeine Lärmverhalten bleibt unverändert.
- **Standard LDG+TED_60°+Spoiler6_20°:** Da Spoiler 6 ausgeschlagen ist, entsteht am äußeren Slat deutlich weniger Lärm. Spoiler 6 selbst ist ebenfalls eine erhebliche Lärmquelle, wobei der meiste Lärm an der inneren Seitenkante des Spoilers erzeugt wird.

Darstellung der Oberflächenreibung

In Darstellungen der Oberflächenreibung wird die mittlere Strömungsgeschwindigkeit innerhalb der Grenzschicht visualisiert. Aus den nachstehenden Abbildungen ist folgendes Strömungsverhalten ersichtlich:

- An der äußeren Landeklappe kommt es über die gesamte Oberfläche zu einer teilweisen Ablösung, während an der inneren Landeklappe eine teilweise Ablösung nur im mittleren und äußeren Bereich zu beobachten ist. Der Grund hierfür könnte darin liegen, dass die Strömung am Rumpfanschluss über die innere Landeklappe gelenkt wird und der Außenflügel die Strömung aufgrund der Pfeilung ebenfalls in

den Innenbereich lenkt. Der Grenzschicht an der Innenklappe wird mehr Energie zugeführt, sodass sie an der Hinterkante haften bleibt.

- Da Spoiler 6 ausgeschlagen ist, ist die Vorderkante nicht mehr durch die Shroud oberhalb der Landeklappe geschützt, und aufgrund des sehr hohen, lokalen Anstellwinkels kommt es zur vollständigen Ablösung der Strömung an der Landeklappe. In der Zwischenzeit wird die Strömung infolge der lokalen Druckzunahme über dem Flügel hin zu den Seitenkanten des Spoilers abgelenkt, wodurch die benachbarten Grenzschichten mit mehr Energie versorgt werden, ähnlich wie im vorhergehenden Absatz beschrieben. Daher nimmt die teilweise Ablösung an der Landeklappe und am Querruder in der Nähe von Spoiler 6 ab.
- Die Grenzschichtströmung befindet sich näher in Richtung senkrecht zum Pfeilwinkel im mittleren Flügelbereich, da dreidimensionale Einflüsse hier am geringsten sind (Rumpf, Flügelspitze usw.).
- Die Querruder-Grenzschicht ist nahezu abgelöst. Über dem Querruder existiert eine Querströmung in Richtung Flügelspitze.
- Durch eine Vergrößerung des Anstellwinkels wird die Grenzschichtströmung aufgrund der erhöhten Sogwirkung etwas mehr als erwartet in Richtung senkrecht zur Pfeilung abgelenkt.
- Bei einem Anstellwinkel von 7° kommt es zur Ablösung an der Vorderkante der Triebwerksgondel. Unter echten Flugbedingungen verringern die Triebwerke den lokalen Anstellwinkel an der oberen Vorderkante der Triebwerksgondel und die Ablösung verzögert sich, doch mit derselben Gondelgeometrie wie beim Echtflug ist eine frühzeitige Ablösung wie in Abbildung 14 dargestellt unvermeidlich.

Spannweitige lokale Auftriebs- und Widerstandsverteilung

Die folgenden Abbildungen zeigen die Verteilung von C_L und C_D entlang der Hälfte der Flugzeugspannweite. Zwar erhöht Spoiler 6 den Druck in seiner Umgebung, aber eine wesentliche Änderung von Auftrieb und Widerstand ist aus den Druckdarstellungen nicht eindeutig ersichtlich. Die spannweitige Kraftverteilung weist jedoch auf Veränderungen in der Aerodynamik hin und ist mit den gemessenen Veränderungen in der Aeroakustik vergleichbar.

Die roten Linien in Abbildung 7 und 8 kennzeichnen den Bereich entlang der Spannweite, in dem erkennbare Veränderungen in der Aerodynamik aufgetreten sind. Blaue Linien kennzeichnen den Bereich entlang der Spannweite, in dem erkennbare Veränderungen in der Aeroakustik aufgetreten sind. Lärmquellen bei 12.500 Hz, die in den Windkanälen der DNW untersucht wurden, sind zusammen dargestellt.

- Der Ausschlag von Spoiler 6 bewirkt umfangreiche aerodynamische Veränderungen entlang dem mittleren Flügelbereich bis hin zur Flügelspitze.
- In den betroffenen Bereichen nimmt der Auftrieb nimmt ab und der Widerstand zu.

- Von der o. g. Feststellung gibt es nur eine interessante Ausnahme, die aus Abbildung 19 ersichtlich ist. Bei gleichbleibendem Anstellwinkel reduziert Spoiler 6 den Widerstand anstatt ihn zu erhöhen, wie man erwarten könnte. Eine verminderte Strömungszirkulation in der Umgebung des ausgeschlagenen Spoilers, der gleichzeitig einen höheren Widerstand in den angrenzenden Flügelbereichen induziert, resultiert in einer Zunahme des Gesamtwiderstands.

Jedoch waren die experimentell gemessenen aeroakustischen Veränderungen, die durch den ausgeschlagenen Spoiler 6 verursacht wurden, auf den Bereich des äußeren Slats begrenzt. Somit scheint kein direkter Zusammenhang zwischen den Veränderungen in der aerodynamischen Kraftverteilung und den aeroakustischen Messergebnissen zu bestehen. Die aerodynamischen Veränderungen erstrecken sich über einen viel größeren Bereich des Flügels als die aeroakustischen.

Numerische Strömungsfeldanalyse

Turbulenzfeld

Gemäß [1] kann die Längenskala (l_s) der Turbulenz folgendermaßen aus einem k-w-Turbulenzmodell abgeleitet werden:

$$l_s = 6.00\frac{\sqrt{k}}{w}$$

In den nachfolgenden Abbildungen geben die Kugeln, die nach der o. a. Gleichung bemessen wurden, die durchschnittliche Größe der turbulenten Wirbel an, die innerhalb des Strömungsfeldes zu erwarten sind. Die Farbe der Kugeln kennzeichnet die Stärke der Turbulenz bzw. die „turbulente kinetische Energie“ (*k*) an der jeweiligen Stelle. In Kapitel 4.2.2 wurde ausschließlich die Strömungsgeschwindigkeit anhand der Darstellungen des Oberflächendrucks untersucht. Im Folgenden wird den folgenden Abbildungen ausschließlich *k* untersucht. Obwohl die Strömungsgeschwindigkeiten ebenfalls als Vektoren dargestellt sind, sind sie für einen qualitativen Vergleich nicht aufschlussreich.

Die Untersuchung hat folgende Ergebnisse geliefert:

- Die Verteilung der turbulenten kinetischen Energie zeigt einen deutlichen Zusammenhang mit der Lärmquellenverteilung: Bereiche mit hoher errechneter TKE decken sich mit den lärmstarken Bereichen aus den Versuchen.
- In Abbildung 2-9 ist die größte TKE im Außenbereich des inneren Slats festzustellen. In genau diesem Bereich ist in den Lärmquellendarstellungen die stärkste Lärmquelle erkennbar.
- Aus Abbildung 2-10 ist ersichtlich, dass die TKE im Vergleich zum inneren Slat größer ist und die Maximalwerte an den Seitenkanten des mittleren Slats auftreten. Die Lärmquellendarstellung zeigt ein sehr ähnliches Verhalten.

- In Abbildung 2-11 ist deutlich erkennbar, dass die TKE am äußeren Slat am größten ist und zur Flügelspitze hin abnimmt. Dasselbe Verhalten geht auch aus den akustischen Messungen hervor.
- In Abbildung 2-12 ist der Einfluss des ausgeschlagenen Spoilers 6 dargestellt. Es ist eine leichte Verringerung der TKE zu erkennen, die jedoch nicht so deutlich ausfällt wie die gemessene Reduzierung des Lärmpegels.
- In den Abbildungen 2-13 und 2-14 wird die Turbulenz um den Spoiler herum dargestellt. Wie bereits oben erwähnt, bewirkt ein Ausschlag von Spoiler 6 eine lokale Strömungsablösung an der Klappenvorderkante; infolgedessen besteht die Wirbelschleppe aus einer großen, starken Turbulenz. Aus akustischer Sicht ist die Wirbelschleppe unbedeutend, solange sie auf keine Oberfläche trifft. Aus Abbildung 2-14 ist wieder ein Zusammenhang zwischen der Lärmerzeugung und der Größe der TKE ersichtlich, wenn auch aufgrund der Wirbelschleppe nicht sehr deutlich. Im folgenden Kapitel sind die Lärmentstehungsmechanismen anhand der Analyse des sogenannten „Turbulence Source Level“ leichter zu ermitteln.

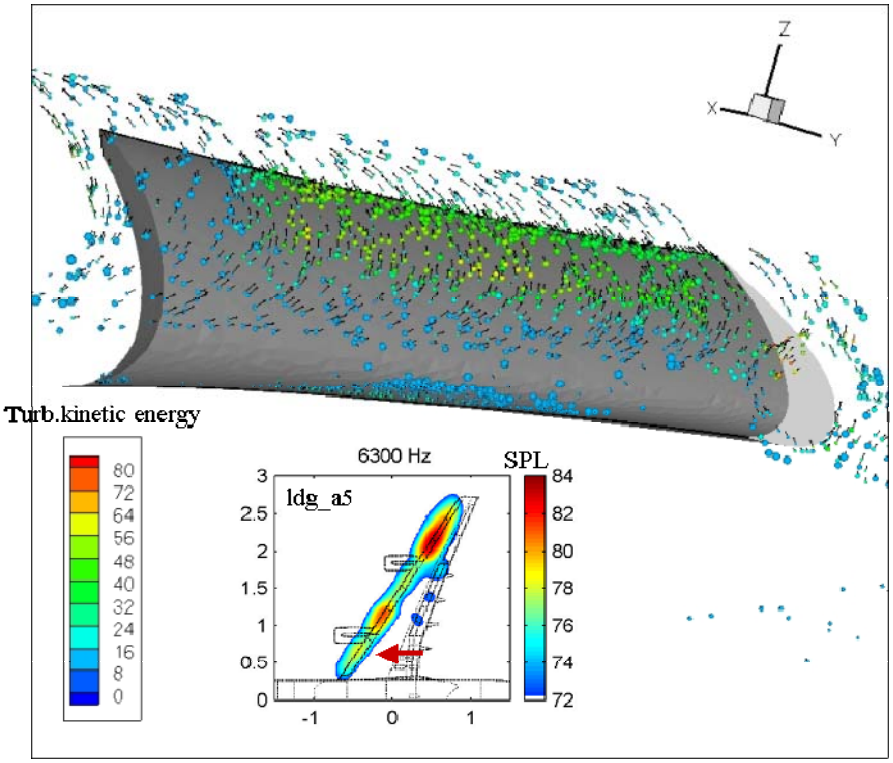


Abbildung 2-1: Turbulenzfeld in der Wölbung des inneren Slats bei einem Anstellwinkel von 5°.

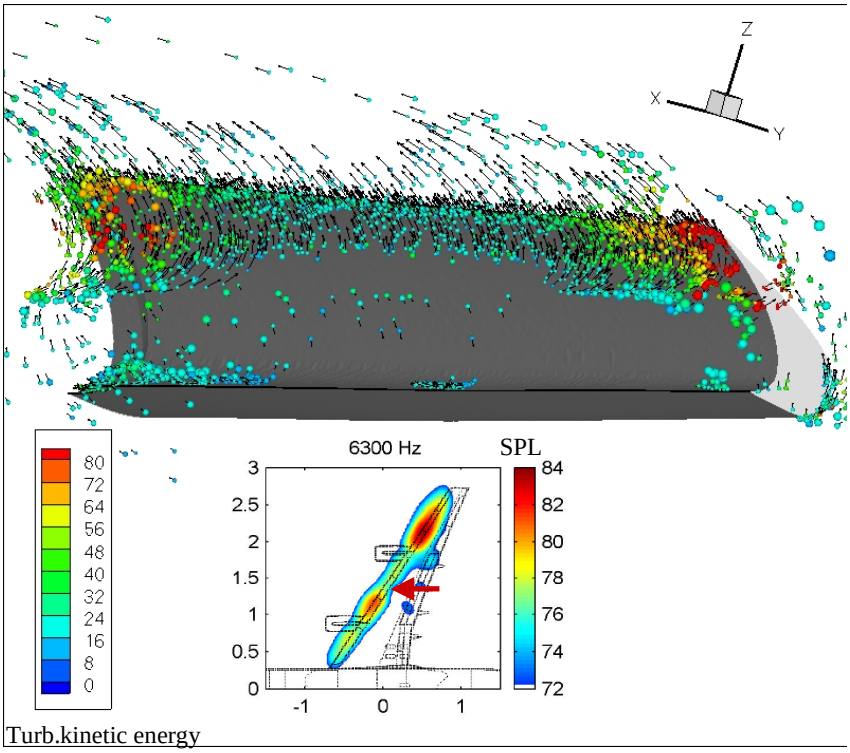


Abbildung 2-2: Turbulenzfeld in der Wölbung des mittleren Slats bei einem Anstellwinkel von 5°.

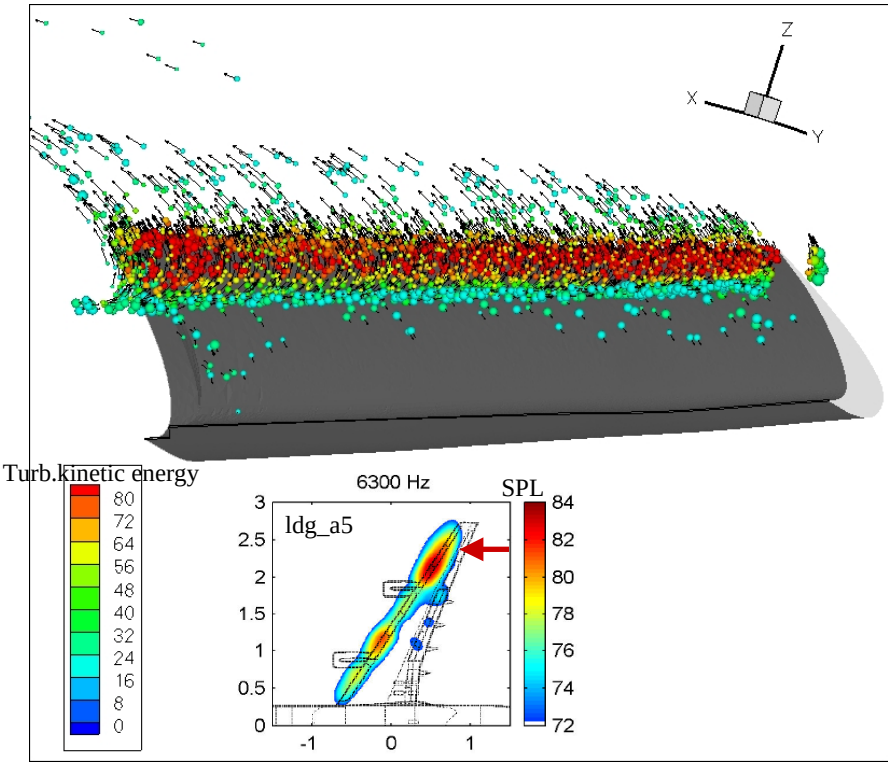
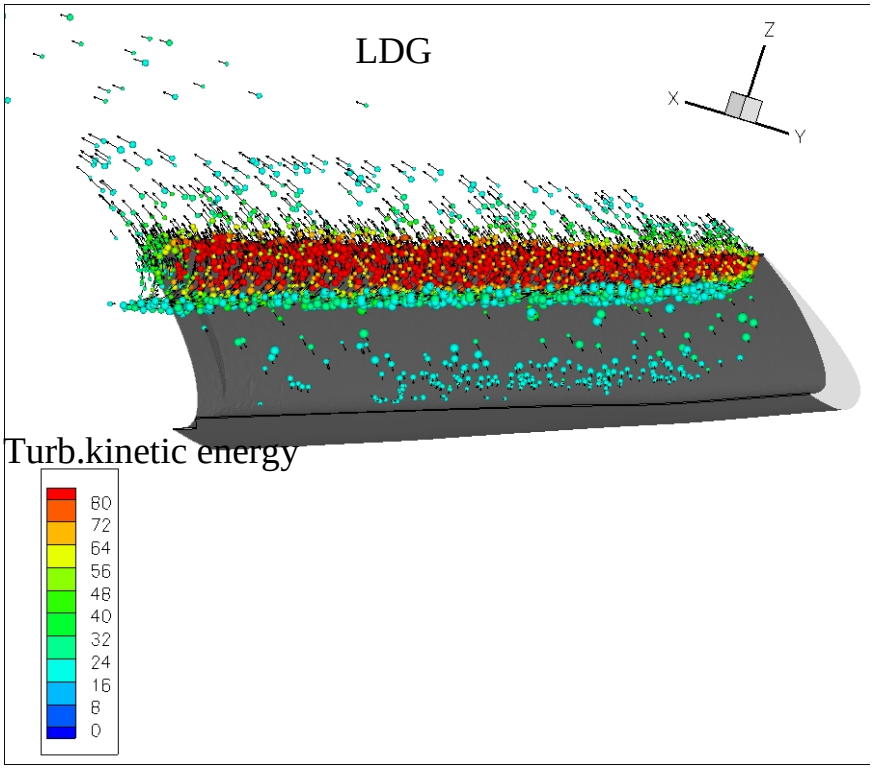


Abbildung 2-3: Turbulenzfeld in der Wölbung des äußeren Slats bei einem Anstellwinkel von 5°.



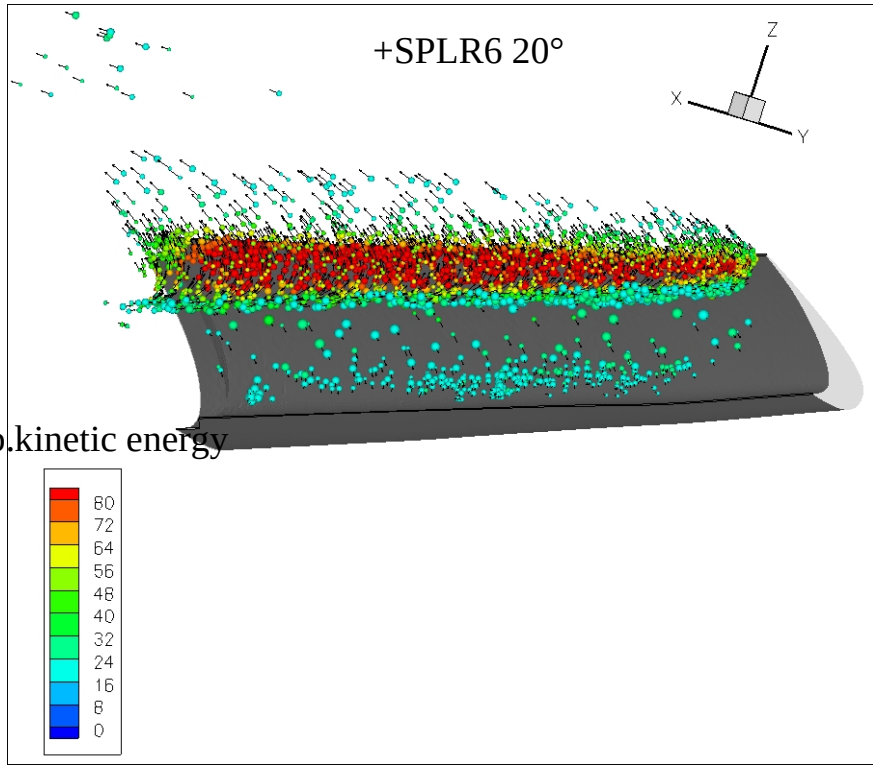


Abbildung 2-4: Vergleich der Turbulenzfelder am äußeren Slat bei Standard-Landekonfiguration und ausgeschlagenem Spoiler 6

Turbulence Source Level

In Kapitel 4.2.2 wurde die mittlere Strömungsgeschwindigkeit unabhängig von der Turbulenz untersucht und in Kapitel 4.3.1 die Größe und Stärke der Turbulenz unabhängig von der mittleren Strömungsgeschwindigkeit. Mittels Berechnung der Turbulenzflüsse ist es möglich, diese beiden wichtigen Parameter zusammen zu untersuchen. Daher wird an dieser Stelle der Begriff „Turbulence Source Level, TLS“ (Turbulenzquellpegel) eingeführt, der analog zum „Sound Pressure Level, SPL“ (Schalldruckpegel) definiert wird.

$$TSL = 10\log\left(\frac{F_{TKE}}{F_{TKE,ref}}\right) \text{ [dB]}$$

mit:

$$F_{TKE} = \rho(s)\cdot V_{\perp}(s)\cdot k(s) \text{ [W/m}^2\text{]} \qquad \text{und} \qquad F_{TKE,ref} = 1 \text{ [W/m}^2\text{]}$$

In anderen Worten: Beim TLS handelt es sich um die turbulente kinetische Leistung pro Flächeneinheit. Lärmerzeugung ist die Folge eines hohen TSL und dessen Wechselwirkung mit einer Oberflächenunregelmäßigkeit wie einer Slat-Hinterkante oder den Spoiler-Kanten. Die Abbildungen 27 bis 31 zeigen die Isoflächen für den TSL bei relevanten Hochauftriebskomponenten. Lage und Stärke der Quellen sind deutlich erkennbar und stimmen nahezu mit den Akustikmessungen überein. Sogar die Quellen an den Flap Track Fairings (FTFs) und an Spoiler 6 befinden sich an denselben Stellen. Folglich liegt die Ursache der Lärmquelle an Spoiler 6 in der Wechselwirkung der Strömungsablösung an den FTFs, die unterhalb von Spoiler 6 liegen, mit der Spoiler-Seitenkante (siehe Abbildung 31).

Für eine grobe quantitative Auswertung werden einige Daten aus zwei Konfigurationen (LDG & LDG+splr6 20°) extrahiert (siehe Abbildung 26). Für jedes Vorderkantenelement werden drei Datenpunkte extrahiert. Es werden Punkte nahe der Hinterkante extrahiert, wobei sich Punkt 1 nahe der inneren Seitenkante befindet, Punkt 2 in der Mitte und Punkt 3 nahe der äußeren Seitenkante. In [2] wurde in einem Windkanalversuch, bei dem Spoiler 6 ausgeschlagen war, eine Reduzierung des Gesamt-SPL um ca. 1 dB festgestellt. Aus Tabelle 2, in der ausschließlich der TSL an der Vorderkante betrachtet wird, ist eine Verringerung um 2 dB ersichtlich. Die größte Abweichung des TSL von den errechneten Werten wurde im Außenbereich des mittleren und äußeren Slats festgestellt, was dem im Windkanal beobachteten Verhalten entspricht.

Entwurf eines leiseren Slats

Zusammenfassend lässt sich feststellen, dass die TKE-Verteilung in der Umgebung von Oberflächenunregelmäßigkeiten den Lärmpegel bestimmt, und zwar stärker als die mittlere Strömungsgeschwindigkeit. Abbildung 32 zeigt eine Gegenüberstellung der Verteilung von c_p um den mittleren und äußeren Slat herum. Die lokale Anströmung und die Verteilung von c_p um den Slat herum scheinen in beiden Fällen sehr ähnlich zu sein, jedoch verursacht der äußere Slat viel stärkere Turbulenzen. Dies liegt möglicherweise an der relativ größeren Länge des äußeren Slats, was die Entstehung einer größeren Wirbelströmung in der Wölbung begünstigt. Hier wird empfohlen, den horizontalen Abstand des Slat-Hooks zur

Vorderkante des Hauptflügels so gering wie möglich zu halten bei gleichzeitig möglichst großem vertikalen Abstand, um die Auftriebswirkung des Slats zu erhöhen.

Zusammenfassung und Fazit

Ein maßstabsgerechtes A340-300-Windkanalmodell in Landekonfiguration wurde numerisch untersucht. Ziel der Untersuchung war die Ermittlung von Lärmentstehungsmechanismen mittels CFD in Form einer stationären RANS-Berechnung. Zu Beginn der Untersuchung wurden die Oberflächenreibung, der Oberflächendruck sowie die spannweitige Verteilung von Auftrieb und Widerstand analysiert. Schließlich wurde eine detaillierte Feldanalyse vorgenommen, um die Erzeugung von Turbulenzen und deren Wechselwirkung mit den Flugzeugkomponenten zu untersuchen. Die errechnete turbulente kinetische Energie und ihre Längenskala entsprachen im gesamten numerischen Feld den physikalisch erwarteten Werten. Ein Vergleich der unterschiedlichen Stellen bzw. Konfigurationen war allerdings aufgrund der geringfügigen Abweichungen bei den absoluten Werten nur erschwert möglich. Darüber hinaus wurde festgestellt, dass der Lärmpegel mit der mittleren Strömungsgeschwindigkeit und der TKE korreliert. Daher wurde der Parameter „Turbulence Source Level“ (TSL) eingeführt, der sowohl die Strömungs-geschwindigkeit als auch die TKE berücksichtigt und die Visualisierung der Turbulenzdaten erleichtert. Dieser neue Parameter wird in den oben gezeigten Abbildungen graphisch dargestellt. Die Abbildungen belegen, dass es möglich ist, die Lärmquellen mit Hilfe einer stationären RANS-Berechnung zu ermitteln.

Die Ergebnisse dieser Untersuchung können wie folgt zusammengefasst werden:

- Durch Analyse der Turbulenz in einem numerischen Feld lassen sich Lärmquellen vorhersagen.
- Die Berechnung des TKE-Flusses (bzw. des TSL-Flusses) an einem Punkt in der Nähe der Druckseite der Hinterkante liefert ein gutes Maß für die Stärke der Lärmquelle.
- Durch Begrenzung der turbulenten kinetischen Energie auf 5 im k-w-SST-Turbulenzmodell erhält man gute Aerodynamik- und Akustikergebnisse.
- Die Größe der Ablöseblase in der Wölbung, die von der Slat-Geometrie abhängt, beeinflusst die Stärke der Lärmquelle.

AeroNext - A1.2.1 Effiziente aeroakustische numerische Simulation mit hybriden Methoden (WP1.2)

Neben der Erhöhung des Schwierigkeitsgrades in der Simulation der Strömungsdynamik, so muss auch gleichzeitig die Komplexität der Geometrie von Hochauftriebskomponenten bis hin zu Systemen in der Weiterentwicklung der CAA-Methoden und Verfahren Rechnung getragen werden. Ein Schwerpunkt ist die Netzgenerierung auf dem die akustische Lösung zu rechnen ist. Wie in der numerischen Strömungsdynamik ist es auch in der numerischen Aeroakustik unvermeidlich, hybride Ansätze, d.h. die Verknüpfung von strukturierten mit

unstrukturierten Netzen, zu verfolgen und dafür entsprechend robuste Methoden für die Beschreibung der Quellterme der Lärmproduktion bereit zu stellen.

Durchführung von CAA Simulationen für 3 Hochauftriebskonfigurationen

Es wurden mittels der RPM-CAA Simulationstechnik drei Hochauftriebskonfigurationen aeroakustisch untersucht.

Die Rechnungen wurden mit dem DLR Code TAU durchgeführt. In einem anschließenden Schritt wurden CAA Simulationen mit dem DLR Code PIANO mit RPM Quellen (Source B) ausgeführt.

Entwicklung von Konvergenzkriterien für Breitbandlärmsimulationen

Vorstudie

Bevor die eigentlichen Rechnungen der Aufgabe durchgeführt wurden, sind verschiedene Parameterstudien durchgeführt worden, um optimale Ergebnisse zu erreichen. Dazu sind für die RPM-Rechnungen Parameter des Quellpatches verändert worden:

- Position der ersten Stromlinie
- Dichte der Stromlinien
- Breite der Patche

FRPM-Rechnungen wurden mit den RPM-Rechnungen verglichen. Dazu wurden die Daten des RPM-Patches auf den FRPM-Patch interpoliert.

Der Einfluss des Quellbereichs ist dann auch mit FRPM-Rechnungen untersucht worden.

RPM-Vorstudie

Wie oben beschrieben wird bezüglich eines Referenzpatches der Abstand der ersten Stromlinie verändert oder die Anzahl der Stromlinien. Die verschieden Parameter sind in der folgenden Tabelle beschrieben.

Tabelle 2-1: Untersuchte RPM-Parameter

Name	Abstand der 1. Stromlinie	Anzahl Stromlinien	Unterschiede zur Referenz
Reference	0.0012	35	-
Setting1	0.0025	34	1. Stromlinie entfernt
Setting2	0.0038	33	1. &2. SL. entfernt
Setting3	0.0012	25	Letzten 10 SL entfernt
Setting4	0.0012	15	Letzten 20 SL entfernt
Setting5	0.0012	18	Jede zweite SL entfernt

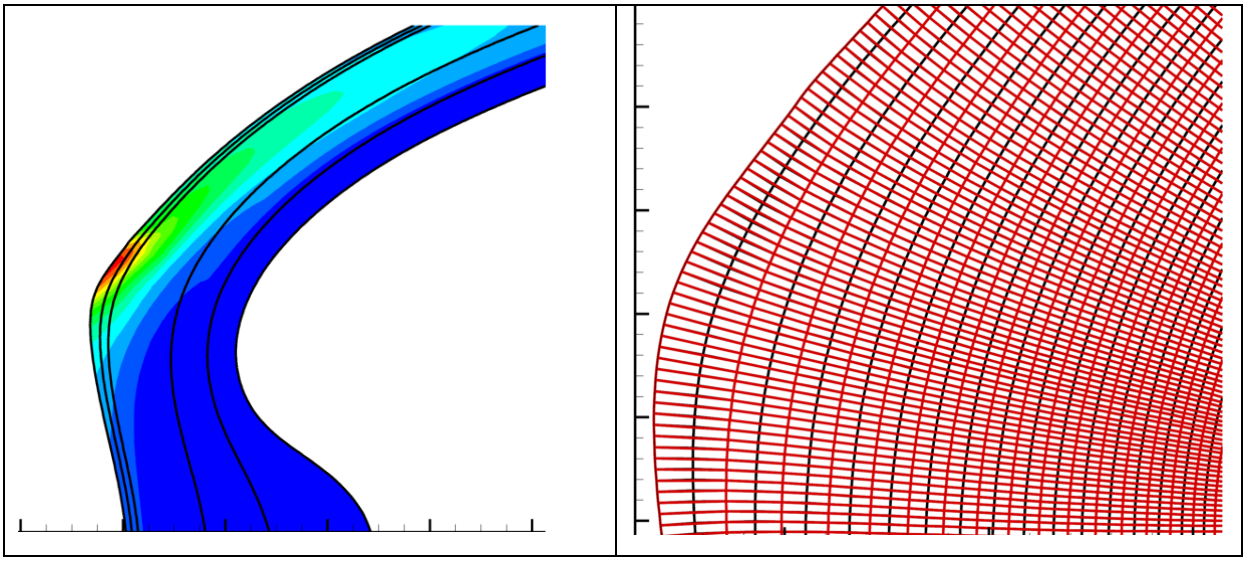


Abbildung 2-5: Variation verschiedener Parameter auf dem RPM Quellpatch; Variation der Anzahl der Stromlinien (SL) bei unterschiedlichen Abständen zur Vorflügelhinterkante (links); unterschiedlicher Stromliniendichte (rechts); in rot und schwarz ist die normale Dichte dargestellt und nur in rot die halbe Dichte.

FRPM-Vorstudie

Im Gegensatz zu dem stromlinienbasierten Ansatz von RPM kann FRPM Partikel im gesamten Quellgebiet auflösen. Die turbulenten Daten können daher aber auch beliebig dicht an den Oberflächen liegen. Es hat sich herausgestellt, dass die typische RANS-Lösung keine sinnvollen Werte zu dicht an der Oberfläche liefert. Deshalb sind als Referenz erstmal die Turbulenzdaten vom RPM-Patch auf den FRPM-Patch interpoliert worden. Das Randproblem ist dadurch umgangen worden und die Vergleichbarkeit des Verfahrens testbar. Als weitere Testfälle sind die Daten auf dem gesamten Patch interpoliert worden oder in der Nähe des Hauptelements eingeschränkt worden.

Tabelle 2-2: FRPM-Parameter

Name	Differenzen zur Referenz
Referenz	Turbulenzdaten vom RPM Patch
FRPM1	Turbulenzdaten im gesamten Patchbereich
FRPM2	Turbulenzdaten im gesamten Patchbereich außer in der Nähe des Hauptelements

Vergleich von RPM-Referenz mit FRPM-Referenz

Die beiden Spektren zeigen eine sehr gute Übereinstimmung (Abbildung 2-6).

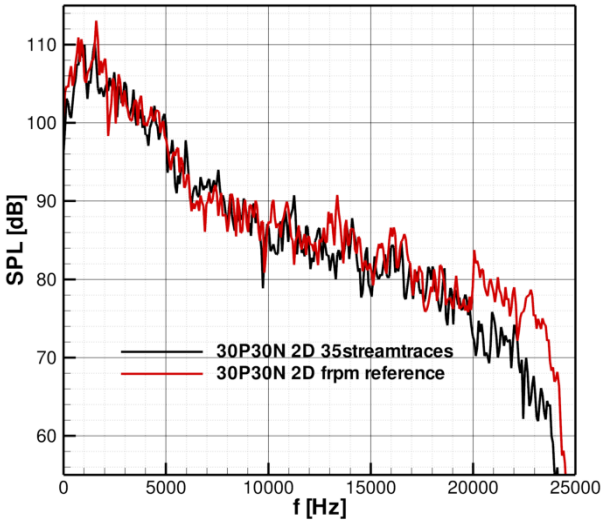


Abbildung 2-6: Spektren RPM Referenz und FRPM Referenz.

Projekt Kopplung / Schnittstelle ADER-DG Verfahren mit PIANO und Validierung oder Development and Implementation of a Hybrid CAA Code

1. Entwicklung der Kopplungsstrategie
2. Kopplung zwischen dem ADER-DG-Verfahren und den PIANO
3. Optimierung der einzelnen Module und des Gesamtverfahrens
4. Validierung und Dokumentation

Entwicklung der Kopplungsstrategie

Der erste Abschnitt des Vorhabens, der im Wesentlichen die Entwicklung der Kopplungsstrategie, wurde in 2007 im Rahmen des LuFo III-Projektes HICON durchgeführt, die verbleibenden Punkte ab 2008 in AeroNext.

In der Antragsphase war vorgesehen, ein ADER-DG-Modul direkt in PIANO zu implementieren. Der unstrukturierte Teil des Rechengebietes sollte wie einer der strukturierten Bereiche in die Blockstruktur von PIANO integriert und dann von diesem DG-Modul behandelt werden.

Von diesem Vorgehen wurde in der Durchführung des Projektes abgewichen. Stattdessen blieben beide Löser als eigenständige Programme erhalten, die über eine geeignete Schnittstelle gekoppelt werden.

Dies erleichtert die Wartung und Weiterentwicklung des PIANO+ und stellt darüber hinaus sicher, dass Verbesserungen der einzelnen Löser unmittelbar in PIANO+ zur Verfügung stehen. Im Projektzeitraum wurden an beiden Lösern umfangreiche Weiterentwicklungen vorgenommen, die nun unmittelbar im PIANO+ zur Verfügung stehen.

Kopplung zwischen dem ADER-DG-Verfahren und den PIANO

Wichtige Aspekte der Kopplung, die im Rahmen des Projektes entwickelt und implementiert wurden, sind:

- Aufbau der Kommunikationsstruktur
- Austausch der geometrischen Daten am Kopplungsrand und Bestimmung der Interpolationsparameter
- Austausch der Daten der Hintergrundströmung
- Abstimmen des Zeitschritts
- Austausch der Zustandsgrößen in jedem Zeitschritt

Zur Realisierung dieser Aufgaben werden in beiden Programme zusätzliche Routinen implementiert, die Löser aber in ihrer Grundstruktur erhalten.

Prozessmanagement / Optimierung

Um den Datenaustausch zwischen den NoisSol- und PIANO-Prozessen zu ermöglichen, benötigen beide Programme von einem separaten Hauptprogramm gestartet, das einen gemeinsamen MPI-Kommunikator erzeugt.

Um diese Anforderungen zu erfüllen, wurden im Rahmen des Projekts verschieden Möglichkeiten erprobt: Der MPI-2.0-Standard bietet mit dem Befehl *MPI_COMM_SPAWN* die Möglichkeit, aus laufenden MPI-Prozessen heraus neue Prozesse zu starten, die dann einen in einem gemeinsamen MPI-Kommunikator verbunden sind. Dies Prozesse können auch Instanzen verschiedener Programme sein. Damit wäre diese Funktion ideal zum Starten der benötigten Anzahl von NoisSol- und PIANO-Prozessen aus einem gemeinsamen Startprogramm geeignet. Dasselbe Vorgehen ist auch aus der Kommandozeile mit dem *mpiexec*- bzw. *mpirun*-Befehl möglich, damit entfiele das Startskript auf Kosten eines etwas komplizierteren Programmstarts.

Der wichtigste Vorteil dieser Vorgehensweisen wäre das unabhängige Compilieren beider Codes gewesen.

Leider sind diese neueren MPI-Funktionen noch nicht in allen MPI-Distributionen vollständig und fehlerfrei implementiert. Da man vor allem auf Großrechnern in Rechenzentren in der Regel keinerlei Einfluss auf die Softwareausstattung hat, verhindert dies die Nutzbarkeit auf vielen relevanten Rechnern.

Aus diesem Grund wurde auf die zunächst nicht favorisierte Möglichkeit zurückgegriffen, beide Codes gemeinsam zu linken. Sie sind technisch gesehen dann nur noch Programmteile eines gemeinsamen Programms, die abhängig von der CPU-Nummer aufgerufen werden. Dies macht vor allem im Entwicklungsbetrieb das Kompilieren etwas aufwendiger, ermöglicht aber den problemlosen Start auf jedem Rechner.

Informationsaustausch zwischen den beteiligten Lösern

Die Zerlegung des Rechengebietes wird so vorgenommen, dass beide Teilprogramme auf eigenen, nicht überlappenden Gittern rechnen, die an einem ebenen Kopplungsrand aufeinander treffen. Beide Löser verwenden an den Rändern ihres Rechengebietes Ghostcells bzw. Ghostpoint-Ansatz, um die Randbedingungen zu erfüllen. Diese Verfahren werden auch für die Kopplung benutzt. Dazu werden bei der Initialisierung die Dummyelemente durch Spiegelung der inneren Randzellen bzw. der letzten inneren Punktereihen am Kopplungsrand erzeugt, an den Kopplungspartner geschickt und dort die Interpolationsparameter berechnet. Während der Rechnungen werden dann die Informationen am Kopplungsrand in jedem Zeitschritt ausgewertet und wie bisher bei parallelen Rechnungen mittels MPI zwischen den Prozessen ausgetauscht.

Zeitschrittbestimmung

Aufgrund der sehr lokalen Formulierung mit ausschließlicher Nutzung von Informationen aus der eigenen und den unmittelbar angrenzenden Zellen eignen sich DG-Verfahren sehr gut für lokale Zeitschrittweiten. Hierbei wird in jeder Zelle mit dem Zeitschritt gerechnet, der sich aus den dort vorherrschenden Signalgeschwindigkeiten und der lokalen Zellgröße bestimmt. In Rechengebieten mit stark variierenden Zellgrößen oder einzelnen sehr kleinen Zellen bringt dieses Verfahren eine erhebliche Rechenzeiteinsparung.

Das bisherige im NoisSol verwendete ADER-DG-Verfahren kann mit globalem oder lokalem Zeitschritt betrieben werden. Daher ist im Code die nötige Infrastruktur für die Steuerung der Zellupdates vorhanden, die sicherstellt, dass nur Zellen in der Zeit voranschreiten, für die alle benötigten Nachbar-Informationen vorliegen. Diese Infrastruktur kann und wird für das Taylor-DG-Verfahren genauso verwendet werden, dessen Erweiterung auf lokale Zeitschritte in Vorbereitung ist.

An den Kopplungsrändern wird im unstrukturierten Gebiet in jedem Fall ein globaler Zeitschritt verwendet. Der Kopplungsrand liegt, der Kopplungsidee folgend, nicht im Bereich der Geometrien, so dass hier keine lokalen Zellverfeinerungen notwenig sind. Infolge dessen würde ein lokales Zeitschrittverfahren in diesem Bereich keine Rechenzeitersparnis bringen, den Kopplungsprozess aber erheblich komplizierter und langsamer machen.

Für die Kopplung kann bei Bedarf ein Subcycling verwendet werden. In diesem Fall werden pro NoisSol-Zeitschritt werden mehrere PIANO-Zeitschritte durchgeführt. In jedem Fall sind die NoisSol-Zeitschritte ein ganzzahliges Vielfaches des PIANO-Zeitschritts ist. Um dies zu erreichen wird gegebenenfalls der NoisSol-Zeitschritt am Rand nach unten korrigiert. Dies beeinflusst aufgrund des lokalen Zeitschritts nur die Zellen am jeweiligen Kopplungsrand. Bei PIANO dagegen würde der globale Zeitschritt aller Blöcke verringert, wodurch der negative Einfluss auf die Rechenzeit wesentlich größer wäre.

Anforderungen für Pre- und Postprocessing

Für die Anwendung im industriellen Umfeld ist nicht nur die reine Rechenzeit relevant, sondern der Gesamtaufwand für die Prozesskette inklusive Vorbereitung der

Strömungsdaten, Gittergenerierung, Erzeugung sonstiger Eingabe- und Parameterdateien et cetera. Auch der Aufwand für die Visualisierung darf nicht außer Acht gelassen werden, insbesondere, wenn verschiedene Löser und Gittertypen zum Einsatz kommen.

Preprocessing

Der gekoppelte Code soll für die industrielle Anwendung attraktiv sein. Daher wurde bei der Entwicklung der Kopplung Wert auf die weitgehend automatische Initialisierung der Kopplung gelegt. Das umfasst die Suche der Kopplungspartner und der Interpolationsparameter, die Koordination von Zeitschritten und Ausgabezeitpunkten et cetera.

Postprocessing

Die Ausgabe erfolgt in beiden Programmen im Tecplot-ASCII- oder -Binary-Format. Das Zusammenfügen der Gebiete kann dabei wie gewohnt direkt in Tecplot erfolgen. PIANO wurde so angepasst, dass durch die Wahl der Dateinamen die Visualisierungs-Zonen in der richtigen Reihenfolge erzeugt werden und ohne weiteres Umsortieren Animationen durchgeführt werden können.

Zur quantitativen Auswertung, zum Beispiel Frequenzspektren und Richtcharakterisitken, haben beide Programme die Möglichkeit, Zeitmitschriebe der Zustandsgrößen an bestimmten Punkten, Geraden und Kreisen zu erstellen. Diese stehen für die gekoppelte Version uneingeschränkt zur Verfügung.

Zusammenfassung

Das Projekt „Development and Implementation of a Hybrid CAA Code“ hat die Entwicklung, Implementierung und Validierung eines gekopppelten Verfahrens zum Ziel. Die Stärken des Akustiklösers für strukturierte Gitter PIANO und des Lösers NoisSol für unstrukturierte Gitter sollen durch eine räumliche Kopplung gebündelt werden. Diese wurde im Rahmen des Projektes entwickelt und in die Codes integriert. Besonderer Wert wurde auf die weitgehend automatische Initialisierung der Kopplung gelegt, um die Vorbereitung einer Simulation für die industrielle Anwendung so einfach und schnell wie möglich zu gestalten. Die Funktion des gekoppelten Verfahrens und der Erhalt der numerischen Eigenschaften der Einzelverfahren wurden durch einen Konvergenztest nachgewiesen.

AeroNext - WP1.4 CAA for swept wings

Arbeitsziele

Der Einsatz des stochastischen Modells zur Simulation von breitbandigem Umströmungslärm mittels des CAA Verfahrens PIANO war zu Projektbeginn auf 2D Hochauftriebskonfigurationen beschränkt. Um die aeroakustischen Effekte, die an einer realen Hochauftriebskonfiguration auftreten, vollständig im Rahmen der Modellierung berücksichtigen zu können, ist der Übergang zum schiebenden Flügel notwendig. Die Erweiterung des RPM basierten CAA Verfahrens auf 2,5D Hochauftriebsprofile ist der logische nächste Schritt.

Arbeitsbeschreibung

Ziel der Arbeiten war es, die Anwendung des strukturierten CAA Verfahrens PIANO mit auf 3D erweiterter RPM Turbulenzrealisierung auf die gepfeilte Hochauftriebskonfiguration umzusetzen. Im Einzelnen wurden CAA-Simulationen von 2D und 2,5D (gepfeilten) Vorflügel-Klappen Konfigurationen zur Aufdeckung des Pfeilungseinflusses auf Vorflügelgeräusch durchgeführt.

Im Detail wurden die folgenden Arbeitspunkte behandelt:

- Weiterentwicklung und Integration der RPM Turbulenzrealisierung für 3D Anwendungen im strukturierten CAA Code PIANO
- Definition geeigneter 2D und 2,5D Testgeometrien (gemeinsam mit Airbus Deutschland und den Universtäten Stuttgart und Berlin) als 3-Element-Hochauftriebssystem bestehend aus Vorflügel, Hauptelement und Hinterkantenklappe (Modellmaßstab)
- Generierung der RANS Grundströmungen für CAA Rechenfälle
- CAA Netzgenerierung und Interpolation der Grundströmung auf CAA Rechengitter
- 2D und 3D CAA Simulationen und Vergleich zur Überprüfung analytischer Übertragungsgesetze
- 3D CAA Simulation mit Pfeilwinkel
- Extrapolation von Modellmaßstab auf Reynoldszahlen bei Freiflugbedingungen mittels CAA Simulation (Reynoldszahleffekt der Schallgenerierung)
- Vergleich mit vorhandenen Daten

Weiterentwicklung und Integration der RPM Turbulenzrealisierung für 3D

Simulationskonzept

Derzeit existiert eine große Vielzahl von Simulationsstrategien für die Vorhersage der Schallgenerierung durch ein und der Schallausbreitung in einem strömenden Medium. Beispielsweise gibt Abbildung 2-7 eine Übersicht (korrigiertes Diagramm) über die existierenden Simulationspfade auf dem Gebiet der numerischen Aeroakustik (Computational Aeroacoustics, CAA).

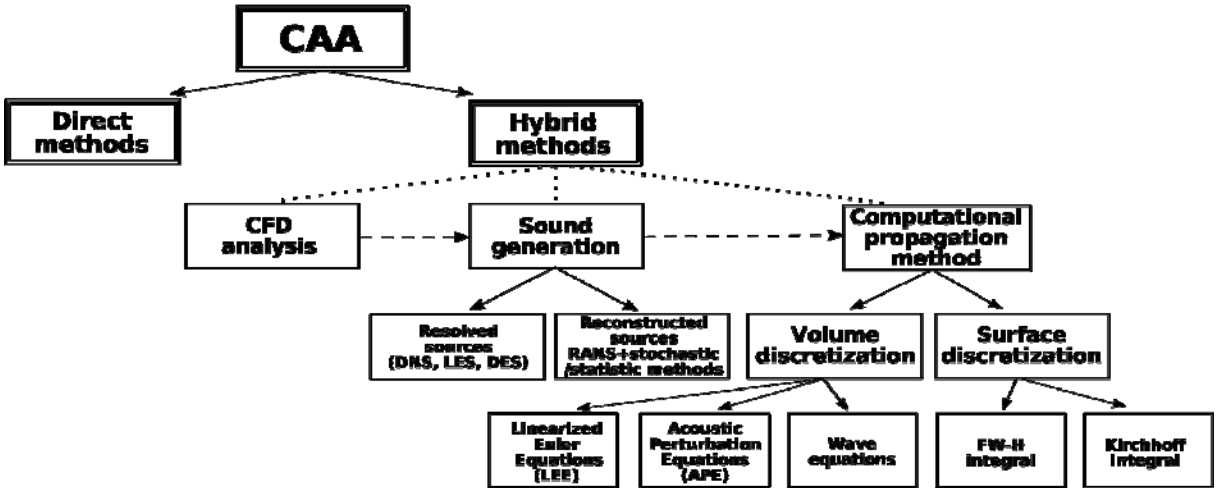


Abbildung 2-7: Simulationsmethoden in der numerischen Strömungsakustik (Computational Aeroacoustics, CAA), modifiziertes Bild siehe [n].

Die Schallgenerierung im turbulenten Medium sowie die Schallausbreitung wird prinzipiell durch die instationären, kompressiblen Navier-Stokes Gleichungen beschrieben (Box „Direct methods“ in Abbildung 2-7. Dieser auch als „Direct Noise Computation“ (DNC) bezeichnete Ansatz, ist eine Erweiterung der Direkten Numerischen Simulation (DNS) der Strömungsmechanik, bei der alle turbulenten Skalen bis hin zur Kolmogorov-Wellenzahl vollständig aufgelöst werden. Der Einsatz ist derzeit nur auf Detailprobleme kleiner Reynoldszahl beschränkt. Bei hybriden Verfahren wird die Simulation in das turbulente Umströmungsproblem (CFD analysis) und die Schallgenerierung und Ausbreitung aufgespalten („Sound generation“ & „Computational propagation Method“). Die instationären Quellen, die zur Beschreibung der Schallgenerierung bekannt sein müssen, können z.B. durch Large-Eddy Simulation (LES) oder teilweise durch Detached Eddy Simulation (DES) gewonnen werden, wobei turbulente Skalen bzw. turbulente Frequenzspektren nicht vollständig bzw. nur zonal aufgelöst werden und damit der CFD-Rechenaufwand deutlich reduziert wird. Trotzdem sind derartige hybride Verfahren derzeit noch zu teuer, um im aeroakustischen Entwurfsprozess eingesetzt werden zu können, um z.B. Parameterstudien durchzuführen.

Zur Vorhersage von Breitbandlärm wurde im Rahmen von AeroNext ein hybrider Rechenansatz verfolgt, bei der eine Reynolds gemittelte Lösung der Navier-Stokes Gleichungen (RANS) die Beschreibung des turbulenten Umströmungsproblems liefert. Die zeitgemittelte Grundströmung wird genutzt um mittels CAA Störungsgleichungen die Schallausbreitung im strömenden Medium zu simulieren. Die RANS Lösungen liefern

außerdem zeitgemittelte Statistiken der turbulenten Strömung. Es kann analytisch gezeigt werden, dass für eine eindeutige Vorhersage von breitbandigen Schalldruckspektren im akustischen Fernfeld ausschließlich die Zweipunktkorrelationen bzw. das Kreuzspektrum der turbulenten Schallquelle im turbulenten Nahfeld bekannt sein müssen. Diese Information kann aus der RANS Turbulenzstatistik mit geringen zusätzlichen Modellannahmen abgeleitet werden. Zur Kopplung mit einem im Zeitbereich operierenden CAA Simulationsverfahren, müssen die zeitgemittelten Quellinformationen aus RANS in instationäre akustische Quellen transformiert werden (Box „Reconstructed sources“ in Abbildung 2-7). Das DLR hat dazu im Vorfeld des Projekts ein hocheffizientes (d.h. für Entwurfsbedingungen hinreichend schnelles) stochastisches Verfahren entwickelt (Random Particle-Mesh Method, RPM), welches instationäre Fluktuationen bereitstellt, die eine mathematisch exakte lokale Realisierung der zeitgemittelten RANS Statistiken repräsentieren. Diese Vorhersagemodell kann begrifflich etwas unscharf als ein Modell für synthetische Turbulenz aufgefasst werden, da die Ein- und Zweipunktkorrelationen der RANS Zielturbulenz instationär realisiert werden, was in der Visualisierung zu sehr physikalisch aussehenden Turbulenzfeldern führt. Es ist jedoch zu beachten, dass das Ziel nicht eine Modellierung der Turbulenz im Sinne einer möglichst nahen Übereinstimmung der generierten Fluktutationen mit allen physikalischen Eigenschaften wahrer Turbulenz ist, sondern vielmehr die möglichst exakte Realisierung der aus RANS stammenden eingeschränkten Menge an zeitgemittelten Zielgrößen (integrale Längen- und Zeitskalen, Varianz der Fluktuationen).

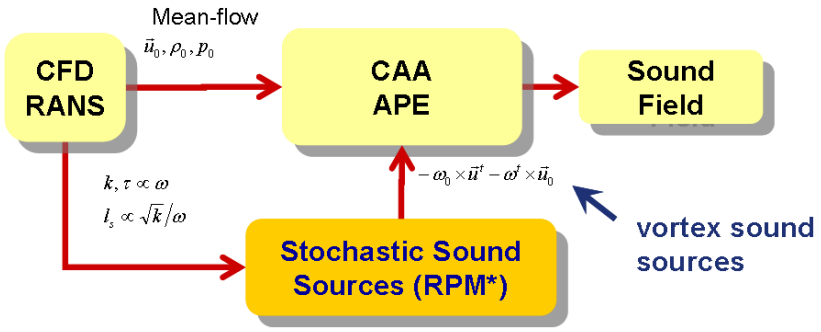


Abbildung 2-8: Flussdiagramm des RPM basierten Breitbandsimulationsverfahrens für Zellenlärm

Abbildung 2-8 zeigt ein Flussdiagramm der auf RANS basierenen aeroakustischen Simulationsmethode.

Random Particle-Mesh Modell

Zur stochastischen Quellmodellierung mittels der RPM Methode wird in einem die strömungsmechanische Quelle auflösenden Gebiet entsprechend der RANS Vorgabe eine fluktuierende Quelle generiert. Die Fluktuationen werden über konvektierende Partikel erzeugt, die der RANS Grundströmung folgen. Die Ausdehnung der Partikelwolke ist auf das Quellgebiet, welches in der Regel ein Teilgebiet des CAA Simulationsgebietes darstellt, beschränkt. Partikel, die mit zeitlichem Fortschritt das Quellgebiet verlassen werden derart am Einströmrand des Quellgebietes erneut eingeimpft, dass eine Partikeldichte innerhalb des Quellgebietes realisiert ist, die proportional zur mittleren Dichte der Grundströmung ist

(bzw. konstant bei inkompressibler Strömung). Jedes Partikel trägt eine (2D) oder mehrere (3D) Gaußsche Zufallsvariablen. Bei eingefrorener Turbulenz sind diese Größen während einer Partikelgeneration, definiert durch das Eintreten und das Verlassen des Quellgebietes durch das Partikel, konstant. Bei simuliertem zeitlichem Zerfall (zeitliche Dekorrelation) der synthetischen Turbulenzfluktuationen werden die Zufallsvariablen mittels eines Zufallsprozesses dynamisch verändert, so dass z.B. ein exponentielles Abklingen der Korrelationen erzielt wird. Räumliche Korrelationen werden realisiert, indem mittels eines räumlichen Filters (Gaußscher Filterkern mit variabler lokaler Längenskala) die diskreten Filterwerte räumlich verschmiert werden.

Abbildung 2-9 zeigt ausgewertete Kreuzkorrelationen einer fluktuierenden Quellgröße für eine konstante dimensionslose räumliche Längenskala l_s=0.004 und dimensionslose Zeitskala τ_s=0.02. Dargestellt sind Korrelationen der Quelle *Q* als Funktion der zeitlichen Separation τ und der räumlichen Separation *r* in Strömungsrichtung als Parameter

$$R_{12} = \langle Q(\boldsymbol{x},t)\, Q(\boldsymbol{x}+\boldsymbol{r},t+\tau)\rangle.$$

Strichpunktiert dargestellt ist die erwartete räumliche Zielkorrelation, die praktisch mit der Auswertung (dicke durchgezogene Linie) zusammenfällt. Der zu erzielende zeitliche exponentielle Zerfall wird durch die gestrichelte Linie beschrieben. Diese repräsentiert die Hüllkurve an die ausgewerteten Korrelationsverläufe für variierenden Parameter *r,* wodurch die Realisierung des gewünschten Zerfalls bestätigt wird.

Abbildung 2-9 bestätigt die gewünschte Realisierung von lokalen integralen Längen- und Zeitskalen mittels der stochastischen Methode. Praktisch wird die lokale Längen- und Zeitskaleninformation aus RANS Turbulenzmodellierung mit mindestens Zweigleichungs-Turbulenzmodellen gewonnen.

Es ist bekannt, dass die Wechselwirkung von turbulenten Geschwindigkeitsfluktuationen mit geometrischen Kanten einen prominenten Schallquellmechanismus darstellt. Da das Zeitfenster, in dem eine turbulente Störung eine Kante passiert, klein ist im Vergleich zu einer typischen turbulenten Zerfallszeit, wird bei der Modellierung von Zellenlärmmechanismen häufig vereinfachend angenommen, dass die Strömung „eingefroren“ ist, d.h. der turbulente Zerfallsmechanismus wird vernachlässigt. Diese Hypothese wurde für Vorflügellärm mittels der RPM Methode analysiert, indem Simulationen mit (endliches τ_s) und ohne zeitlichem Zerfall (τ_s unendlich) durchgeführt wurden. Es konnte tatsächlich kein Effekt auf die Schallgenerierung am Vorflügel festgestellt werden. Für die im Rahmen von AeroNext durchgeführten CAA Simulationen wurde daher mit eingefrorener Turbulenz gerechnet. Bei nicht-uniformer Grundströmung werden Partikelcluster mit fortschreitender Zeit entmischt, was in der realisierten fluktuierenden Quellgröße ebenfalls zu einem zeitlichen Zerfallsmechanismus führt. Die Zeitkonstante ist bei diesem Mechanismus jedoch typischerweise erheblich größer als bei nicht-eingefrorener Turbulenz. Dieser Zerfallsmechanismus wird in der weiteren Diskussion als „Scherdekorrelation“ bezeichnet.

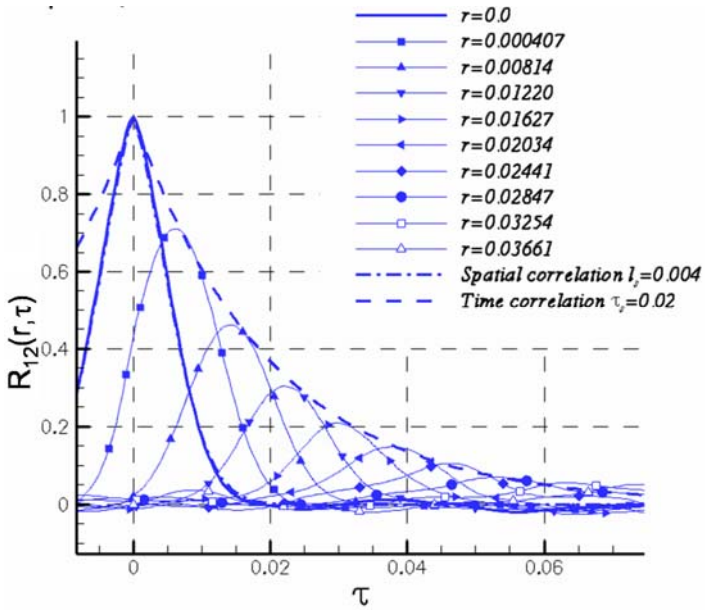


Abbildung 2-9: Mittels der RPM Methode generierte Zweipunkt Raum-Zeit Korrelation einer fluktuierenden Quellgröße; statistische Auswertung von RPM (dünne durchgezogene Linie mit Symbolen) und theoretische Zielvorgabe (dicke Linie).

Der Gesamtzusammenhang der Simulationsmethode ist in Abbildung 2-10 dargestellt. Aus dem mathematischen Modell (Box: „(F)RPM Framework“) ergibt sich durch konsistente Diskretisierung das Partikelmodell (Box: „Particle Representation“). Aus dem mathematischen Modell können die statistischen Eigenschaften (Korrelationen) der fluktuierenden Quellgröße bestimmt werden (Box: „Cross-Correlation Model“). Im Rahmen der Gültigkeit der Diskretisierung liefert das Partikelmodell daher Fluktuationen, die die abgeleiteten Korrelationen aufweisen (horizontaler Pfeil: „Cross-correlation model realized by particle model“). Praktisch kann das Partikelmodell durch verschieden numerische Diskretisierungen realisiert werden (siehe die Verweise „Numerical Approach #1: RPM“ und „Numerical Approach #2: FRPM im Flussdiagramm). Zu Projektbeginn war nur die RPM-Diskretisierung in 2D vorhanden. Die Variante „FRPM“ (für Fast RPM Methode) ist im Vergleich zur RPM Diskretisierung weiter in der numerischen Effizienz gesteigert.

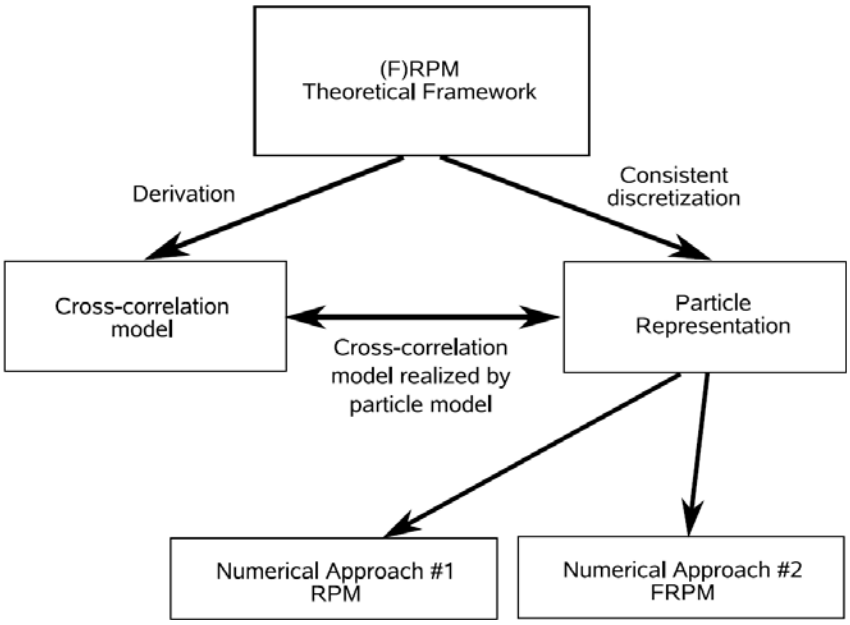


Abbildung 2-10: Flussdiagramm zur Random Particle-Mesh Methode

In Abbildung 2-11 sind zwei Skizzen zu den unterschiedlichen Diskretisierungen des Partikelmodells dargestellt. Bei der RPM Diskretisierung (linkes Bild) wird das Quellgebiet durch ein Bündel von RANS Stromlinien aufgespannt. Die Partikel werden mit konstanter Taktrate am stromaufwärtigen Rand auf den einzelnen Stromlinien eingeimpft und konvektieren entlang der Stromlinien. Der räumliche Abstand zwischen den Partikeln ist daher unterschiedlich bei nicht-uniformer Grundströmung. Die Taktrate Δt bestimmt in etwa die höchste aufgelöste Frequenz, d.h. f_{max}~1/2Δt. Taktrate und gewählte Anzahl der Stromlinien sind freie Parameter der Diskretisierung. Die RPM Diskretisierung wurde nur für 2D Anwendungen implementiert.

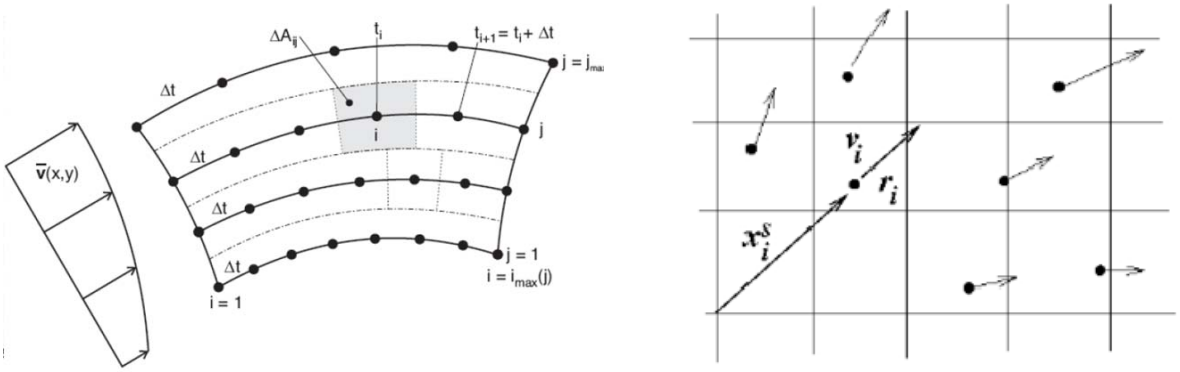


Abbildung 2-11: RPM und FRPM Diskretisierung mittels stochastischer Partikel

Bei der FRPM Diskretisierung (rechtes Bild) wird das aufzulösende Quellgebiet durch ein equidistantes kartesisches Hilfsgitter definiert. Die Partikelkonvektion wird auf dem Hilfsgitter

berechnet. Das Hilfsgitter kann beliebig im Raum orientiert sein. Eine besondere Berücksichtigung von geometrischen Rändern (Oberflächen) im Hilfsgitter ist nicht notwendig, da die Partikel der mittleren RANS Strömung folgen, die bereits an Oberflächen die physikalischen Randbedingungen erfüllt. Die Partikel penetrieren daher nicht feste Berandungen. Die FRPM Diskretisierung erlaubt die Auflösung von Rezirkulationsblasen mit geschlossenen RANS Stromlinien, die nur schwer mittels RPM auflösbar sind. Freie Parameter der FRPM Diskretisierung sind die Gitterweite des Hilfsgitters sowie die Anzahl der verwendeten Partikel, ausgedrückt als mittlere Teilchenanzahl pro Zelle des Hilfsgitters. Anders als bei der RPM Diskretisierung, bei der die Taktrate die maximal aufgelöste Frequenz festlegt, bestimmt die räumliche Auflösung des FRPM Hilfsgitters die maximal aufgelöste räumliche Wellenzahl.

Weiterentwicklung zu 3D

Zur Projektbeginn war die Anwendung der stochastischen RPM Simulationsmethodik auf 2D Zellenlärmprobleme (z.B. 2D Hochauftriebssystem mit Vorflügel) in Verbindung mit dem strukturierten Rechenverfahren PIANO beschränkt.

Bereits mit 2D CAA Simulationen konnten für den ungepfeilten Flügel sehr gut Vorflügel-Schallspektren reproduziert werden. Es kann analytisch gezeigt werden, dass die 2D Spektren mit 3D Spektren übereinstimmen, sofern die akustischen Quellen in ihrer spannweitigen Kohärenzlänge eine Frequenzabhängigkeit aufweist, die für generischen Hinterkantenlärm empirisch nachgewiesen wurde. Die erhaltene gute Übereinstimmung von simulierten 2D mit experimentellen 3D Spektren kann daher als indirekte Bestätigung der spannweitigen Kohärenzlängenabhängigkeit auch für Vorflügellärm aufgefasst werden. In einer 3D Simulation wird die spanweitige Kohärenzlänge als Teil der Simulation realisiert. 3D CAA Simulationen gestatten also die Kohärenzlängenabhängigkeit explizit zu überprüfen. Sollte für den nichtschiebenden Flügel die 3D Simulation analoge Ergebnisse zur 2D Vorhersage machen, so ist für dieses Problem eine 3D Simulation nicht zwingend notwendig, d.h. eine 2D Simulation hinreichend. Das erleichtert den Aufwand für Simulationen im Entwurfsprozess erheblich. Für den schiebenden Flügel mit voll 3D RANS Strömung am Vorflügel ist eine 3D CAA Simulation notwendig. Es kann damit der Einfluss der Dreidimensionalität der Strömung auf die Schallgenerierung abgeschätzt werden.

Die Erweiterung auf 3D erfolgte auf der Basis der oben diskutierten FRPM Diskretisierung.

Folgende Übersicht zeigt die Ergebnisse:

- **Verallgemeinerung auf drei Dimensionen.** Die Random-Particle-Mesh Methode ist auf drei Dimensionen erweitert worden.
- **Effiziente rekursive Filter.** Ein besonders rechenaufwändiger Schritt der Methode ist die Filterung des stochastischen Feldes. Der Aufwand wächst überproportional stark mit der Dimension an. Daher ist es ein wichtiges Ziel, eine effiziente Filterung zu benutzen. Es werden nun rekursive Filter verwendet, deren Aufwand nur linear mit der Anzahl der Gitterpunkte ansteigt und nicht zusätzlich mit der verwendeten Dimension.

- **Glatte Langevin-Zeitdynamik.** Wichtig für die Anwendung von synthetischer Turbulenz in der Aeroakustik ist eine zeitlich fluktuierende Turbulenz. Bisher war die Zeitdynamik nicht differenzierbar. Dies kann bei der Kopplung mit anderen numerischen Verfahren zu Problemen führen. Wir haben die Zeitdynamik nun so umformuliert, dass sie glatt und differenzierbar wird.
- **Kopplung mit PIANO.** Das stochastische Turbulenzmodell (FRPM) ist mit PIANO gekoppelt worden. Dabei wurde besonders auf eine schmale Schnittstelle geachtet, sodass FRPM auch mit anderen Verfahren in ähnlicher Weise gekoppelt werden kann. FRPM läuft als zusätzlicher Prozess parallel zum auf Mehrblockbasis parallelisierten PIANO Löser.
- **Kopplung mit DG.** Ähnlich zu der Kopplung mit PIANO ist FRPM auch mit dem neu entwickelten DG-Verfahren gekoppelt worden, siehe Eigenantrag PIANO+.

Weitere wichtige Fragestellungen, die mit der Erweiterung auf 3D und der Implementierung der FRPM Methode verbunden sind, beziehen sich auf die Übertragbarkeit von 2D RPM „Best Practice“ Erfahrungen auf 2D und „3D FRPM“, sowie die Erweiterung des realisierten aeroakustischen Quellterms auf 3D. Arbeiten zur Übertragbarkeit von 2D „Best Practice Erfahrungen“ wurden im Arbeitspaket 1.2.1 durchgeführt und sind dort dokumentiert. Für die Realisierung von 3D Quellen sind, in Erweiterung des 2D Vorgehens, 3 Quellkomponenten zu generieren. Alternativ kann der akustische Quellterm über ein Modell für fluktuierende Geschwindigkeitskomponenten oder über fluktuierende Wirbelstärkekomponenten bestimmt werden.

Definition geeigneter 2D und 2.5D Testgeometrien

Gemeinsam mit den an der Aufgabe beteiligten Projektpartnern wurde als Hochauftriebs-konfiguration die 30P30N Konfiguration der NASA ausgewählt. Abbildung 2-12 gibt einen Überblick über die verschiedenen Simulationen zum 30P30N Profil. In der Aufgabe 1.1.2 wurden vom DLR 2D und 3D Rechnungen bei 2 verschiedenen Pfeilungswinkeln (Sweep) durchgeführt (Box rechts oben). Außerdem Simulationen zur Untersuchung des Reynoldszahleinflusses. Rechnungen des mit FRPM gekoppelten unstrukturierten DG-CAA Verfahrens wurden in 2D durchgeführt (grüne Box rechts, Dokumentation im Report zum Eigenantrag PIANO+). 3D FRPM generierte instationäre Quellinformationen wurden an das IAG geliefert, um 2D Simulationen mit dem hybriden CAA Verfahren (unstrukturiert DG in Oberflächennähe gekoppelt mit PIANO strukturiert zur Vernetzung des Außenbereichs) durchzuführen (blaue Box links unten).

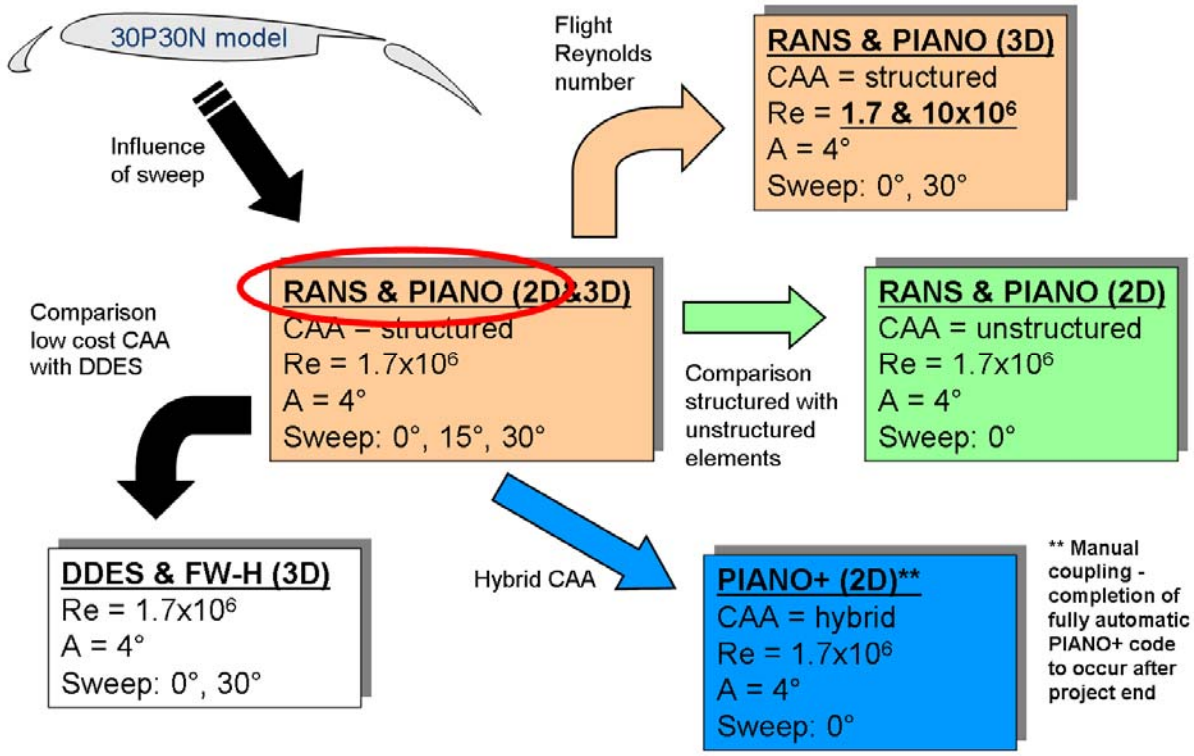


Abbildung 2-12: 30P30N Simulationen in AeroNext

In der DLR Aufgabe geht es um die Nachrechnung der Aeroakustik für ungepfeilte und gepfeilte Flügel. Das Profil ist ein 30P30N Profil bei 4° Anstellwinkel und Reynoldszahlen von 1.7E6 und 10E6. Die Unteraufgaben, die in diesem Bericht beschrieben werden, waren zum einen 2D CAA Rechnungen für 0° Pfeilwinkel bei beiden Reynoldszahlen und dann 3D Rechnungen für 0° und 30° Pfeilwinkel bei einer Reynoldszahl von 1.7E6. In der ersten Aufgabe ist der Reynoldszahleffekt beim Übergang von Modellreynoldszahlen zu Flugreynoldszahlen zu bestimmen. Die zweite Untersuchung soll den Einflusses des Pfeilwinkels auf die Akustik liefern und den Nachweis über die Einsatzreife der 3D FRPM Methode erbringen.

Die Strömungsparameter sind in der folgenden Tabelle aufgeführt:

Tabelle 2-3: Strömungsparameter der Rechnungen

AoA	Machzahl	Schiebewinkel
4°	0,17	0°
3,4655°	0,196	30°

Generierung der RANS Grundströmung für CAA Rechenfälle

Die RANS Rechnungen wurden mit dem DLR Code TAU durchgeführt. Für die RANS Rechnungen sind zwei verschiedene Gitter gebaut worden, eines für den ungepfeilten Fall und eines für den gepfeilten Fall. Das 2D Gitter des ungepfeilten Falles besteht aus 380000 Punkten mit 180000 Prismen und 100000 Hexaeder. Das Gitter ist um den Vorflügel sowie über Hauptelement und Klappe verfeinert (siehe Abbildung 2-13).

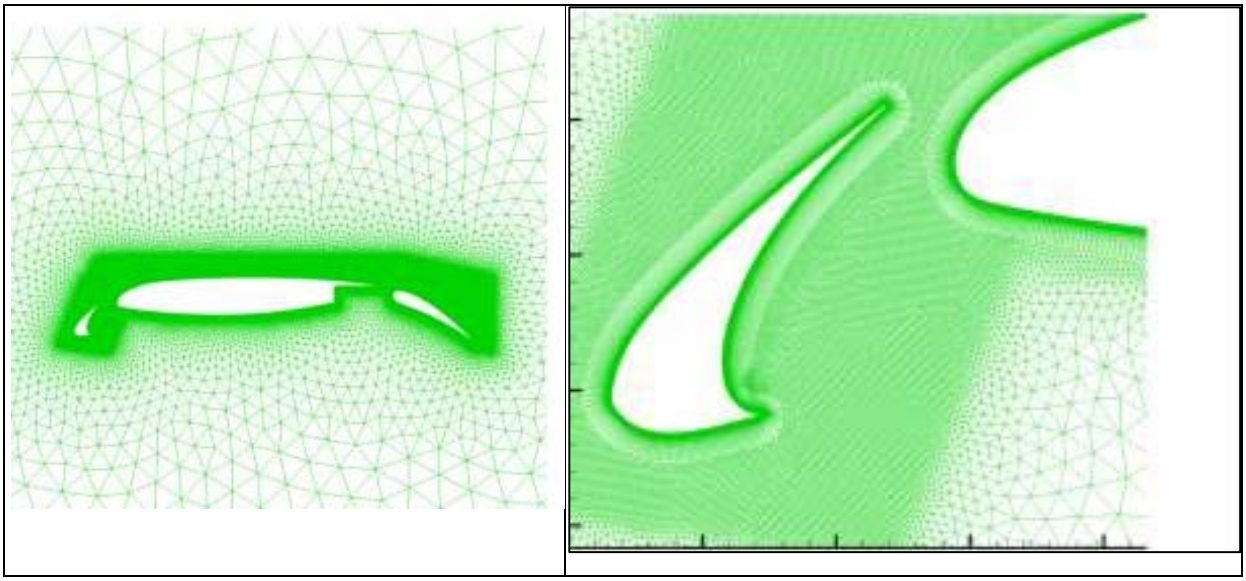


Abbildung 2-13: CFD Gitter für 2D Rechnungen

Das Gitter für die gepfeilten Rechnungen hat erheblich mehr Punkte. Es war jedoch nicht möglich das Gitter in derselben Art zu verfeinern wie das 2D Gitter. Das 3D Gitter besteht aus 6.2 Mio. Punkten mit einer Oberflächenschicht aus 200000 Hexaeder. Die Grenzschicht wird mit 30 Punkten aufgelöst. Periodische Randbedingungen sind für die spannweitigen Ränder gewählt worden.

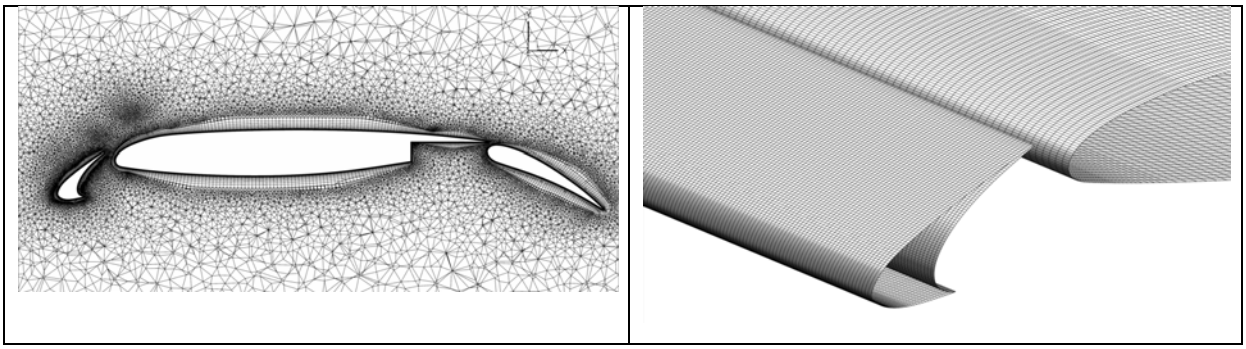


Abbildung 2-14: CFD Gitter für 3D Rechnungen

Die Rechnung mit periodischen Ränder wurden mit dem TAU Default-Setting „Backward Euler“ gerechnet.

Das 3D Gitter ist so gebaut worden, dass die Strömung parallel zu den spannweitigen Rändern anströmt. Der Flügel ist 30° gepfeilt.

Alle CFD-Rechnungen sind mit dem Menter-SST-Turbulenzmodell gerechnet worden.

Die 3D Lösung für den gepfeilten Flügel muss aufbereitet werden, um das gesamte CAA-Gebiet zu überdecken. Dafür muss die RANS-Lösung dupliziert werden und in spannweitiger Richtung angefügt werden. Ist das Gebiet auf diese Art und Weise groß genug geworden, kann eine Ebene senkrecht zur Vorderkante extrahiert werden. Die Strömungsgrößen und Koordinaten müssen dann in das Ebenensystem (x'-z') transformiert werden.

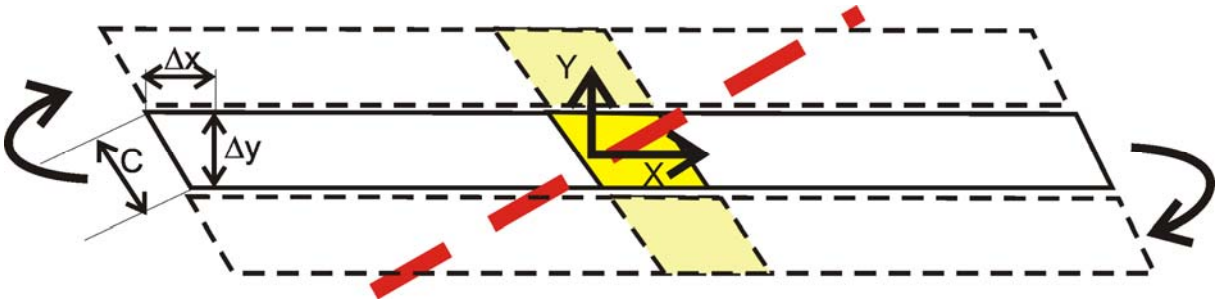


Abbildung 2-15: Duplizieren und fügen der CFD-Lösung um ein größeres Lösungsgebiet zu erzeugen.

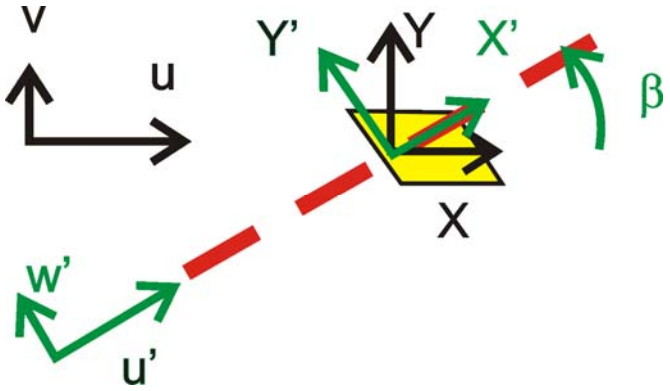


Abbildung 2-16: Transformation der Koordinaten und Strömungsgrößen in das Ebensystem (x'-y') normal zur Vorderkante.

CAA Netzgenerierung

Es sind zwei verschiedene 2D-CAA-Gitter generiert worden. Das zweite Gitter ist entworfen worden, um den Rechenaufwand zu reduzieren. Dazu ist die Ausdehnung des Rechengebietes oberhalb des Profils verkleinert worden, da hauptsächlich der nach unten abgestrahlte Schall interessiert.

Das erste Gitter besteht aus 44 Blöcken mit etwa 650000 Punkten. Die Auflösung ist so gewählt, dass akustische Wellen einer Frequenz von 15 kHz in allen Richtungen mit mindestens 7 Punkten pro Wellenlänge aufgelöst werden können. Die Punktdichte ist im Quellbereich erhöht, um die Quelllängenskalen mit mindesten 4 Punkten aufzulösen. Das

Gitter ist blockübergreifend geglättet worden. Die Topologie besteht aus C-Anordnungen um die Elemente und eine H-Anordung für den äußeren Bereich.

Das kleinere zweite Gitter besteht aus 49 Blöcken mit etwa 370000 Punkten. Das ermöglicht eine Auflösung von 15 kHz bei 7 Punkten pro Wellenlänge. Der Quellbereich ist wie bei dem ersten Gitter verfeinert und die Topologie ist analog aufgebaut. Auch dieses Gitter ist blockübergreifend geglättet worden. Abbildung 2-17 zeigt die Topologien beider CAA Gitter.

Das 3D Gitter basiert auf dem reduzierten Gitter. Es wird in die spannweitige Richtung extrudiert. Dabei wird eine Verdichtung in der Mitte realisiert und die Blöcke werden in Spannweitenrichtung geteilt, so dass das 3D Gitter aus 98 Blöcken besteht. Die Punktanzahl für das 3D Gitter beträgt 20 Mio.

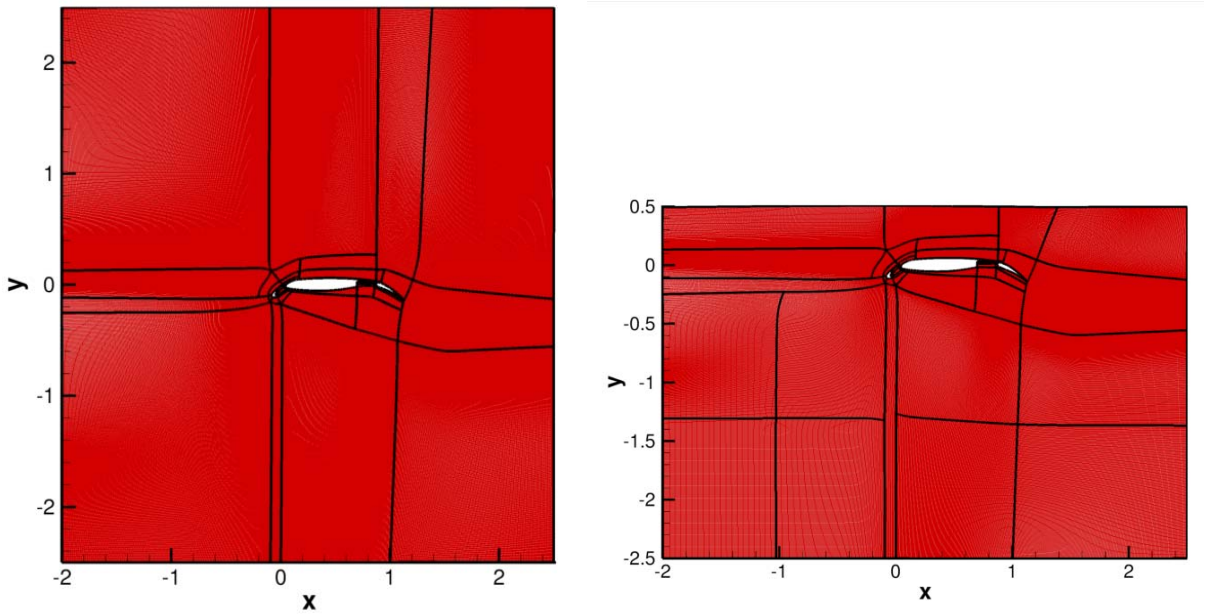


Abbildung 2-17: CAA Gitter; normales Gitter links und reduziertes Gitter rechts.

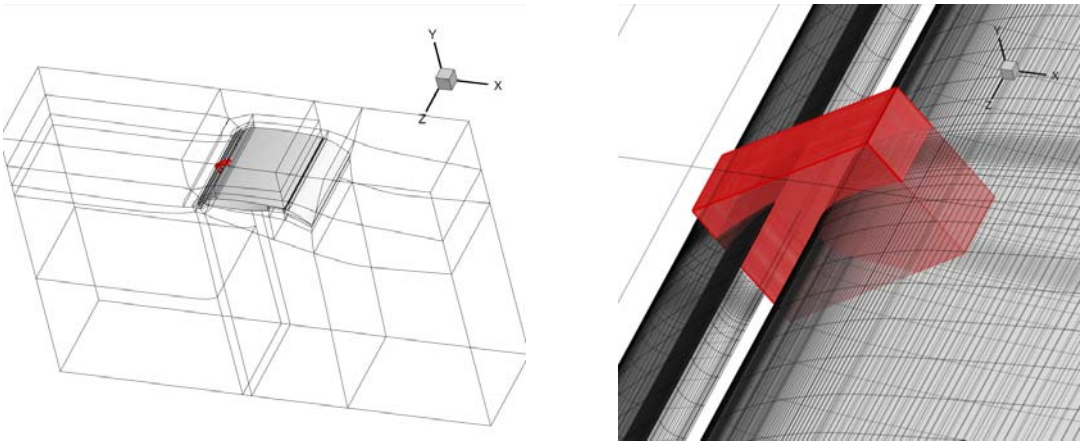


Abbildung 2-18: Topologie des 3D Gitters links und spannweitige Punktauflösung rechts (Der Übersichtlichkeit halber wird die Teilung der Blocks in spannweitige Richtung nicht dargestellt)

Der Rechenaufwand für 3D erhöht sich auch beim Einsatz effizienter stochastischer Quellmodelle. Bisherige High-Fidelity Simulationen z.B. auf der Basis der Grobstruktursimulation (LES) lösen nur einen kleinen spannweitigen Bereich auf, der im Bereich von wenigen Prozenten der Hauptsehnenlänge liegt. Das Rechengebiet der hybriden RANS/LES von Lockard et al., beispielsweise, hat eine spannweitige Ausdehnung von 11.25% Hauptsehnenlänge, bei 62Mio Punkten. Typischerweise reicht die relativ kleine spannweitige Ausdehnung nur aus, integrale Längenskalen der Turbulenz vollständig aufzulösen. Akustische Wellenlängen (Längenskalen), die reziprok proportional zur Machzahl und den turbulenten Längenskalen skalieren, sind typischerweise ca. um eine Größenordnung größer. Daher ist für eine vollständig dreidimensionale CAA Rechnung der Schallausbreitung eine spannweitige Ausdehnung notwendig, die mindestens ca. 100% der Hauptsehnenlänge aufweisen muss. Periodische spannweitige Randbedingungen in den CAA Simulationen (wie in schallauflösenden LES Simulationen) führen bei zu kleiner spannweitiger Ausdehnung andernfalls zu artifiziell gekoppelten akustischen Störungen, was eine effektive 2D Schallausbreitungsrechnung impliziert. Im Rahmen von AeroNext wurde eine spannweitige Ausdehnung von 100% Hauptsehnenlänge verwendet. Die CAA Simulationen erlauben dabei eine erhebliche Vergröberung der Netzauflösung in Spannweitenrichtung. Währen die hybride RANS/LES Simulation von Lockard et al. bei gleicher spannweitiger Ausdehnung etwa 550 Mio Punkte benötigen würde, weist das CAA Netz eine Auflösung von ca. 20 Mio Punkten auf. Erstmalig wurde damit eine voll dreidimensionale Schallausbreitungsrechnung im nicht-uniformen Strömungmedium durchgeführt. Ein Augenmerk der 3D CAA Simulationen lag auf der expliziten Auflösung und dem Studium der spannweitigen Quellkohärenz. Daher wurde das Gitter im spannweitigen Mittelschnitt deutlich verdichtet, um typische Quelllängenskalen auflösen zu können. Zum Außenbereich hin wurde das Gitter dann sukzessive auf die akustischen Skalen vergröbert. Das Quellgebiet wurde dabei spannweitig auf den Bereich des Mittelschnitts beschränkt.

RPM Quellgebiet

Das RPM-Quellgebiet (Patch) wird durch 35 Stromlinien und 600 Punkten pro Stromlinie gebildet. Die erste Stromlinie hat einen dimensionslosen Abstand zur Vorflügelhinterkante von 0,0005. Die Längenskala ist fixiert auf 0,004. Die Taktrate RPMdt, mit der Partikel am stromaufwärtigen Einströmrand des Quellgebietes eingeimpft werden, ist 30-mal größer als der PIANO Zeitschritt.

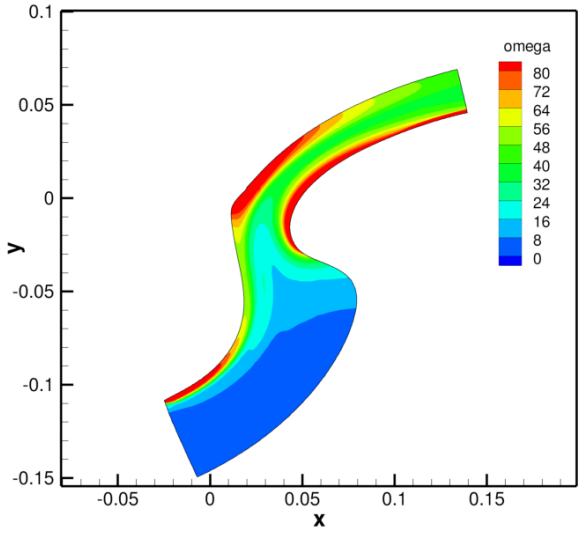


Abbildung 2-19: RPM Quellgebiet mit spezifischer Dissipationsrate aus RANS

FRPM Quellgebiet

Der FRPM-Patch besteht aus 500 x 200 Punkten. Er hat die Form eines Rechtecks, das mit 30° dem Vorflügel Ausschlagwinkel folgt. Für die Rechnungen ist der RPM-Stromlinienpatch auf den FRPM Patch interpoliert worden, um Vergleichbarkeit herzustellen.

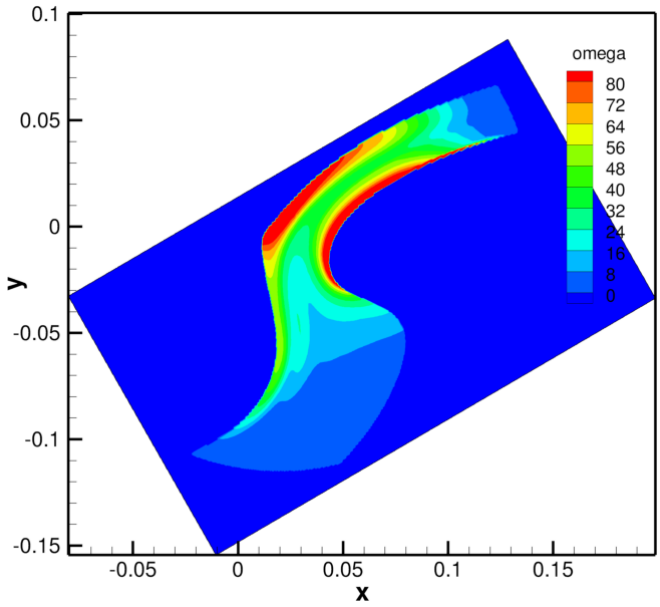


Abbildung 2-20: FRPM Quellgebiet mit spezifischer Dissipationsrate aus RANS; die Quellgrößen sind vom RPM Quellgebiet kopiert, um Vergleichbarkeit von RPM und FRPM CAA Simulationen herzustellen

FRPM 3D Quellgebiet

Abbildung 2-21 zeigt die Dimension und die Position des FRPM Quellgebietes in 3D. Die Ausdehnung des gewählten Quellbereiches beträgt 10% Höhe, 5% Breite und 15.5% Tiefe. Es hat sich gezeigt, dass auch in 3D die Quellterm-Variante „**Source B**“ gute Ergebnisse erzeugt. Die Längenskala ist wie bei den 2D Rechnungen bei 0.004 festgesetzt. Die Partikelanzahl liegt bei 1.2 Mio. Punkten. Der Patch ist in x-z-Ebene ein bisschen verkleinert worden um Punkte zu sparen.

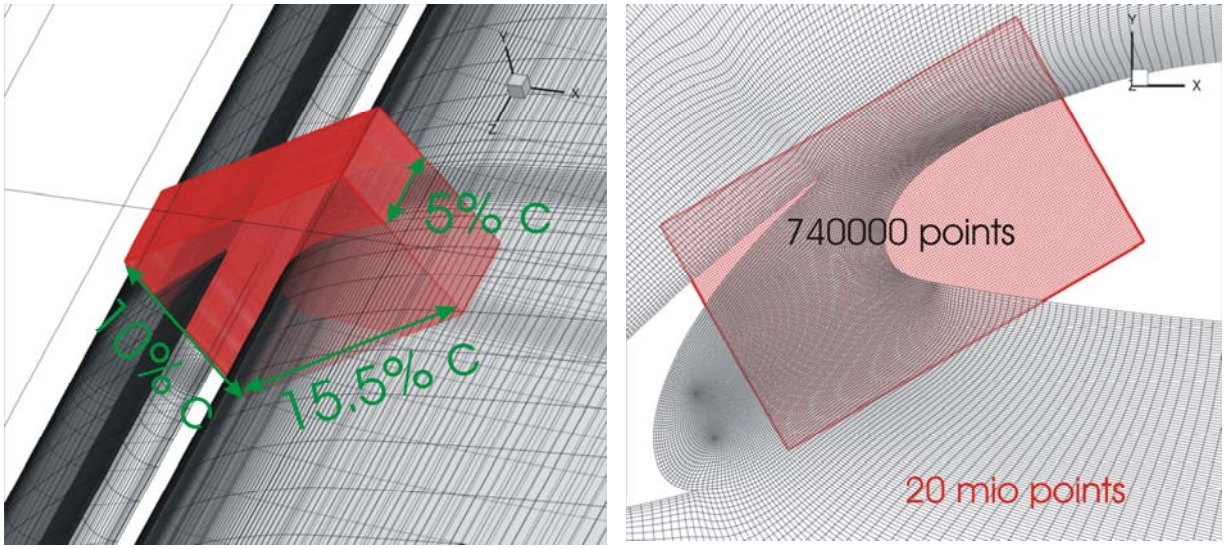


Abbildung 2-21: Dimensionen und Position des FRPM Patches in 3D.

2D CAA Ergebnisse

Zusätzlich zu den Ergebnissen des Referenzfalles für Modellmaßstab und Flugreynoldszahl-Fall werden Ergebnisse zur Gitterabhängigkeit vorgestellt und ein Vergleich mit den Ergebnissen von Lockard durchgeführt, die abweichend bei 5,5° Anstellwinkel gerechnet worden sind, was einem 4° Anstellwinkel im geschlossenen Windkanal entspricht. Außerdem werden die Ergebnisse mit den theoretischen Spektren mit Angaben von Guo verglichen.

Gitterabhängigkeit

Die 3D Rechnungen werden auf Gittern mit kleinerer Ausdehnung nach oben gemacht. Um zu zeigen, dass diese Änderung der CAA-Domain keinen Einfluss auf das spektrale Ergebnis hat, wurden zwei 2D Rechnungen mit demselben Quellpatch und den gleichen Zufallswerten auf beiden Gittern gerechnet. In Abbildung 2-22 sind die Ergebnisse dargestellt. Es ist klar zu erkennen, dass die Art des Gitters keinen Einfluss auf die Spektren hat.

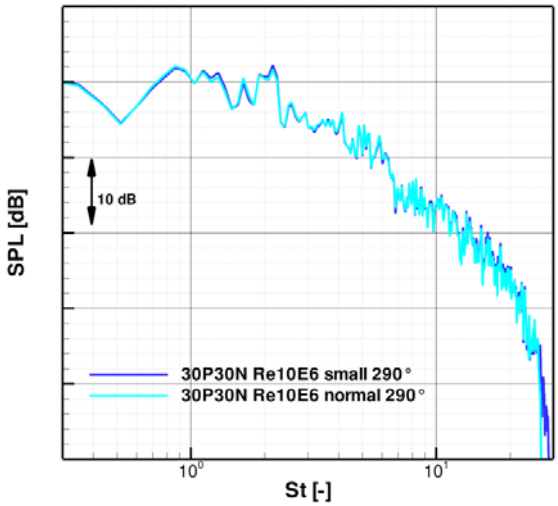


Abbildung 2-22: Vergleich der Spektren bei unterschiedlichen CAA-Gittern unter Nutzung gleicher Quellgebiete und Zufallswerte.

Reynoldszahlabhängigkeit

Die Änderung der Spektren zwischen Modellfall und Freiflugfall ist eine Funktion der Reynoldszahl. Der einzige geänderte Parameter ist die Sehnenlänge des Profils, die auf 2,688m erhöht wurde. Das entspricht einer Reynoldszahl von 10 Mio. Die Druckverteilungen für beide Reynoldszahlen sind in Abbildung 2-23 dargestellt. Es ist zu erkennen, dass die höhere Reynoldszahl einen größeren Druckunterschied zur Folge hat.

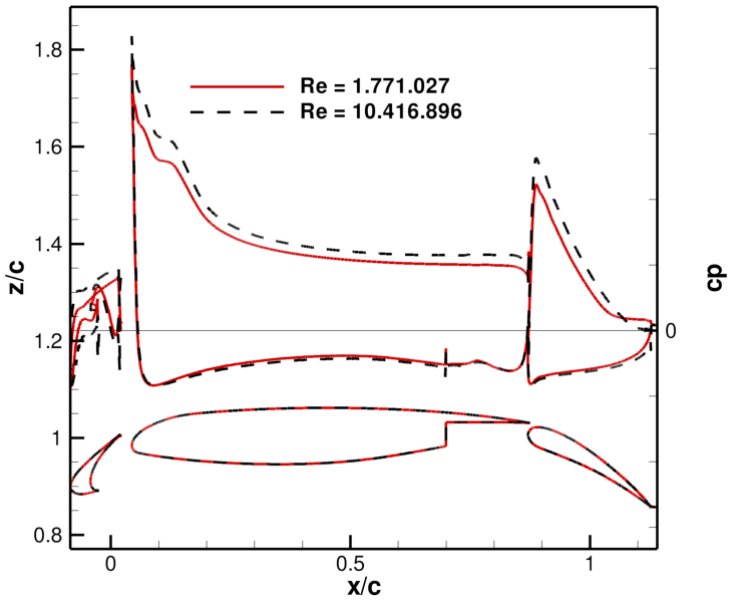


Abbildung 2-23: Cp-Verteilung für die Reynoldszahlen 1.7 Mio. und 10 Mio.

Die erhöhten Druckkräfte führen akustisch zu leicht erhöhten Schalldruckpegeln. In Abbildung 2-24 sind die Spektren über die Strouhalzahl aufgetragen, die mit der

Profilsehnenlänge und der Referenzgeschwindigkeit gebildet wurde. Die zwei Spitzen im Spektrum bei Strouhalzahl 1 bzw. 2.5 sind bei der höheren Reynoldszahl nicht mehr so ausgeprägt, dafür spektral verbreitert. Die Erhöhung des Schalldruckpegels liegt bei 1-2 dB über den gesamten Frequenzbereich. Die Abbildung rechts vergleicht die Simulationen mit dem charakteristischen Vorflügelspektrum nach Guo. Eine gute Übereinstimmung ist zu erkennen. Speziell wird die Lage des Maximums im Spektrum in der Nähe von St=1 richtig wiedergegeben. Für Frequenzen unterhalb des Maximums ist der Anstieg des Modellspektrums etwas steiler.

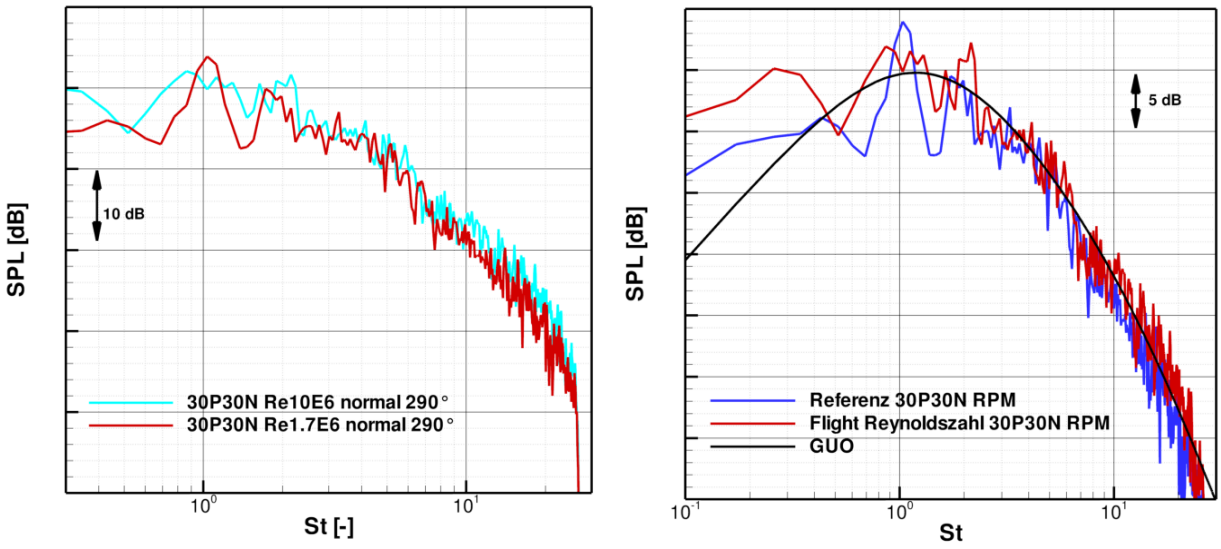


Abbildung 2-24: Spektren für die beiden Reynoldszahlenfälle (1.7 und 10 Mio.)

Vergleich mit Lockard et al.

Die Simulationen von Lockard et al. für das 30P30N Profil wurden unter Freifeldbedingung bei 5.5° Anstellwinkel durchgeführt, um die Anströmverhältnisse im geschlossenen Windkanal bei 4° Anstellwinkel zu entsprechen. Um den Anstellwinkeleinfluss abschätzen zu können, ist für das 30P30N auch eine 2D FRPM Rechnung für 5.5° Anstellwinkel gerechnet worden. Die Simulationen sind auf dem reduzierten 370k CAA-Gitter durchgeführt worden.

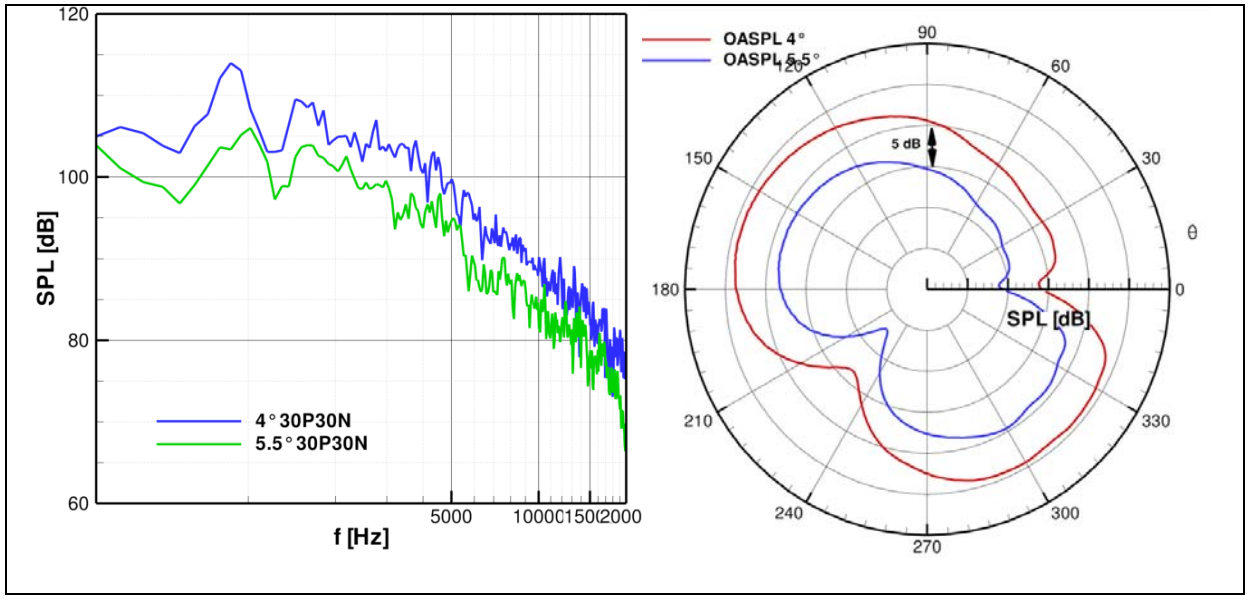


Abbildung 2-25: Einfluss des Anstellwinkels auf die Spektren bei 290°

Abbildung 2-25 (links) vergleicht den Einfluss des Anstellwinkels auf das Spektrum für 4° und 5.5° Anstellwinkel. Die Amplituden des Spektrums bei höherem Anstellwinkel sind um ca. 5dB geringer als bei dem 4° Fall. Außerdem erscheinen die zwei Spitzen im Spektrum leicht zu höheren Frequenzen verschoben. Die rechte Abbildung zeigt die Richtcharakteristik für beide Anstellwinkelfälle. Qualitativ ist die Richtwirkung ähnlich.

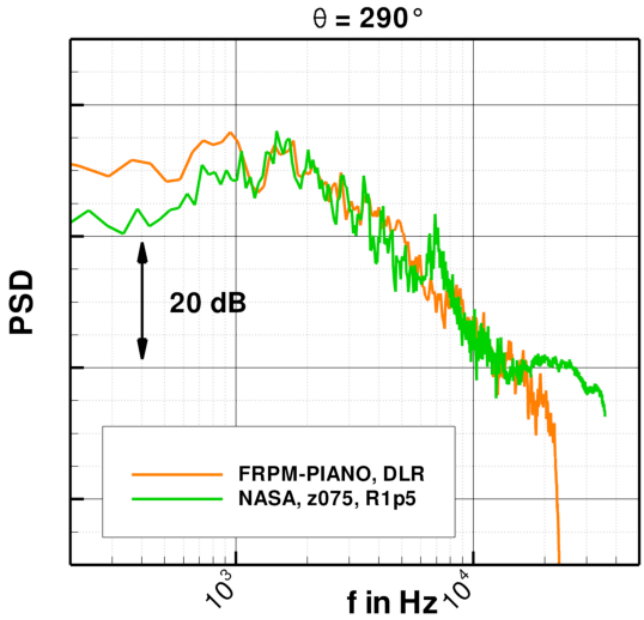


Abbildung 2-26: Vergleich hybride RANS/LES Simulation nach Lockard et al. mit FRPM

Ein direkter Vergleich der RPM Simulation mit der 62Mio Punkte-Simulation von Lockard et al. zeigt Abbildung 2-26. Die Lage des Pegelmaximums wird übereinstimmend von FRPM-PIANO und der hybriden RANS/LES Simulation vorhergesagt. Ebenso der Abfall des Spektrums. Der Anstieg zum Maximum ist in der hybriden LES Simulation etwas steiler.

3D CAA Ergebnisse

RANS Ergebnisse

In Abbildung 2-27 ist der Winkel der Querströmungskomponente bezogen auf die Ebene senkrecht zur Flügelvorderkante dargestellt. Es ist zu erkennen, dass sowohl am Slathook als auch kurz hinter der Vorflügelhinterkante der Winkel im Bereich des Schiebewinkels von 30° liegt.

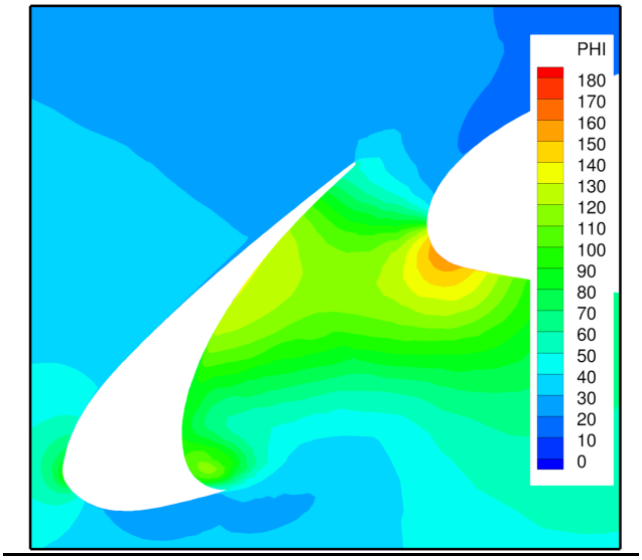


Abbildung 2-27: Winkel der Querströmungskomponente zur Ebene senkrecht auf der Vorderkante.

Die Stromlinien beider Fälle sind in Abbildung 2-28 dargestellt. Basierend auf der Breite der Stromlinienbündel in beiden Bilder, erkennt man eine stärkere Kontraktion für den gepfeilten Fall. Das impliziert eine höhere Strömungsgeschwindigkeit für den gepfeilten Fall.

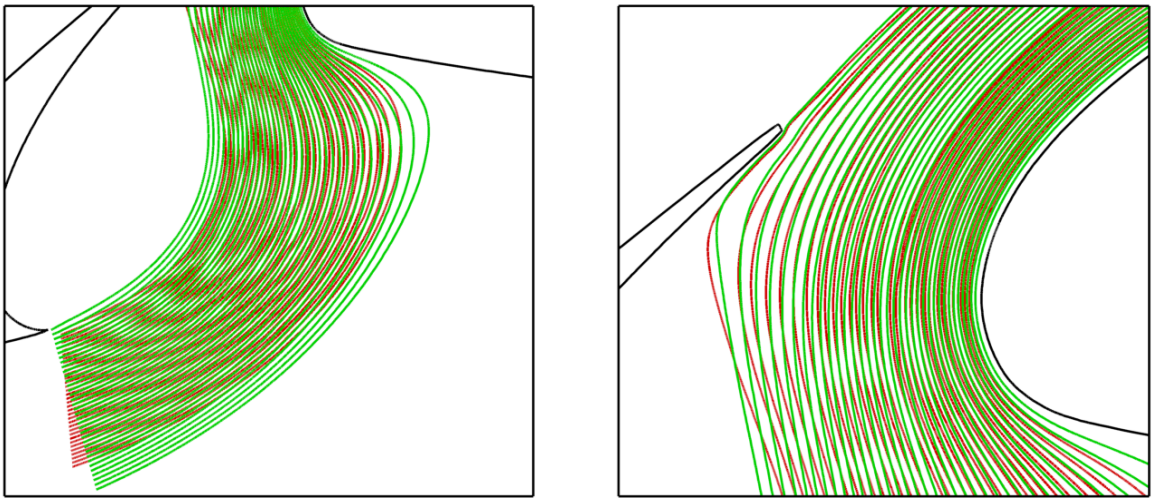


Abbildung 2-28: Stromlinien beider Fälle; rot ungepfeilten, grün gepfeilt.

Quellstatistikuntersuchung

Die Statistik des Quellterms ist im Bereich des FRPM-Patches untersucht worden. Es wurde die Varianz des Quellterms bestimmt. Außerdem sind im Quellbereich 130 Sensoren verteilt worden (Abbildung 2-29), um Korrelationen des Quellterms auswerten zu können. Dazu wurde die Quelltermhistorie in jeder Sensorposition aufgezeichnet. Die Sensoren 1-50 sind im Bereich des Maximums der turbulenten kinetischen Energie spannweitig verteilt. Die Sensoren 51-80 sind entlang einer Stromlinie durch den Spalt zwischen Vorflügel und Hauptelement aufgereiht. Die Sensoren 81-130 sind für den gepfeilten Fall entlang einer Stromlinie durch den Spalt verteilt. Es ist somit möglich Korrelationen zwischen den Sensoren zu bestimmen und damit Aufschlüsse über Längenskalen und Konvektionsgeschwindigkeit zu erhalten.

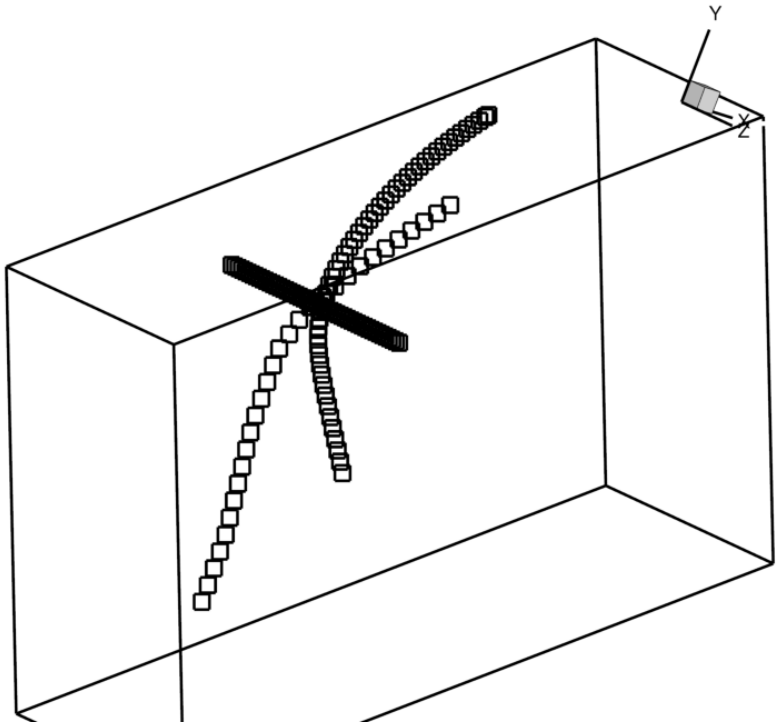


Abbildung 2-29: Sensorpositionen im 3D Quellbereich.

Ungepfeilter Flügel

Zuerst werden Spektren der Wirbelstärke aus dem Quellbereich gezeigt (Abbildung 2-30). Die spannweitigen Sensoren zeigen gut übereinstimmende Spektren. Die Spektren der Sensoren auf der Stromlinie weisen höhere Amplituden auf, je weiter man der Stromlinie folgt.

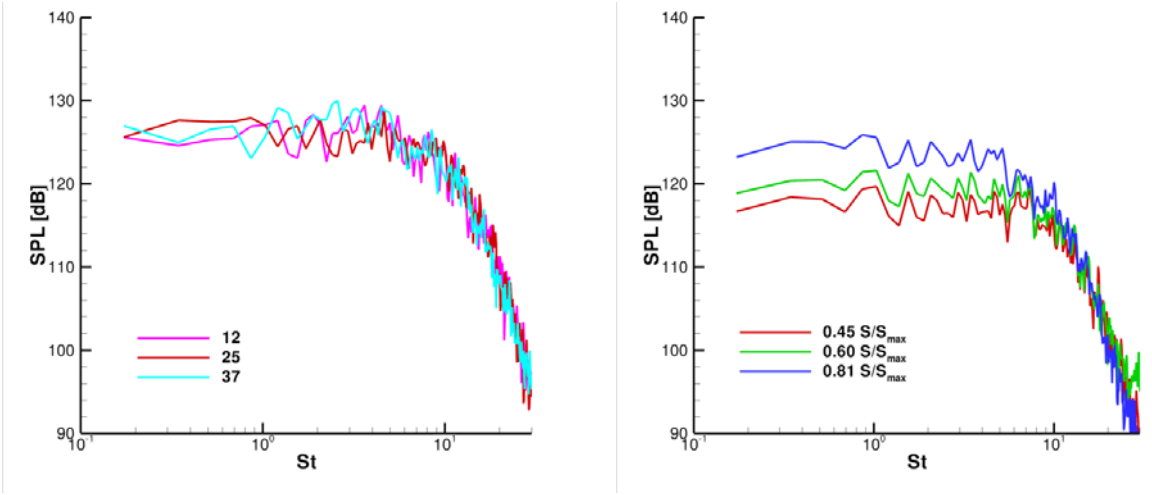


Abbildung 2-30: Wirbelstärke-Spektren der Sensoren 12, 25 und 37 (links), sowie für verschiedene Stromlinienpositionen für den ungepfeilten Flügel.

Wie erwartet zeigt die spannweitige Korrelation den Verlauf einer Gaußkurve. Die integrale Längenskala l folgt aus der Integration des Korrelationswertes über den Abstand zu $l = \int_0^\infty R(r)dr$. Die Gaußglocke hat dann die Form $R = \exp(-\frac{\pi}{4}\left(\frac{\Delta r}{l}\right)^2$.

In Abbildung 2-31 kann man erkennen, dass die Übereinstimmung von gewünschter Längenskala (0.004) und der tatsächlichen Längenskala (0.0039) sehr gut ist.

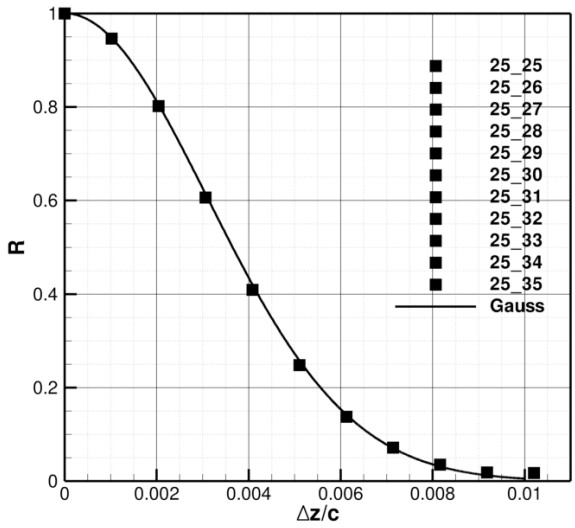


Abbildung 2-31: Spannweitige Korrelation; Gaußsche Längenskala 0.0039; FRPM Längenskala 0.004 (ungepfeilter Flügel).

Abbildung 2-32 zeigt Kreuzkorrelationen zwischen verschiedenen Sensorpositionen entlang der Hauptströmungsrichtung. Ein sukzessiver Abfall der Korrelationen ist für weiter auseinander liegende Sensorpositionen zu beobachten. Die FRPM Simulationen wurden für eingefrorene Turbulenz durchgeführt. Aufgrund der Nichtuniformität der Grundströmung ist trotzdem eine (schwache) Dekorrelation erkennbar (Scherdekorrelation).

Der theoretische Abfall der Einhüllenden bei Scherdekorrelation folgt $R = 1/\sqrt{1+\alpha^2\tau^2}$. Der Koeffizient α kann aus RANS-Daten bestimmt werden:

$$\alpha = \frac{1}{2}\left(\frac{du}{dy}\right)^2 .$$

Die Einhüllende beschreibt den Abfall der Korrelation sehr gut. Bei der Umrechnung der zeitlichen Autokorrelation in eine räumliche Korrelation in Abbildung 2-32 wird die Taylorhypothese $x/c = \tau \cdot u_c$ genutzt. Die Längenskala der passenden Gaußverteilung beträgt 0.0039 dimensionslose Längeneinheiten.

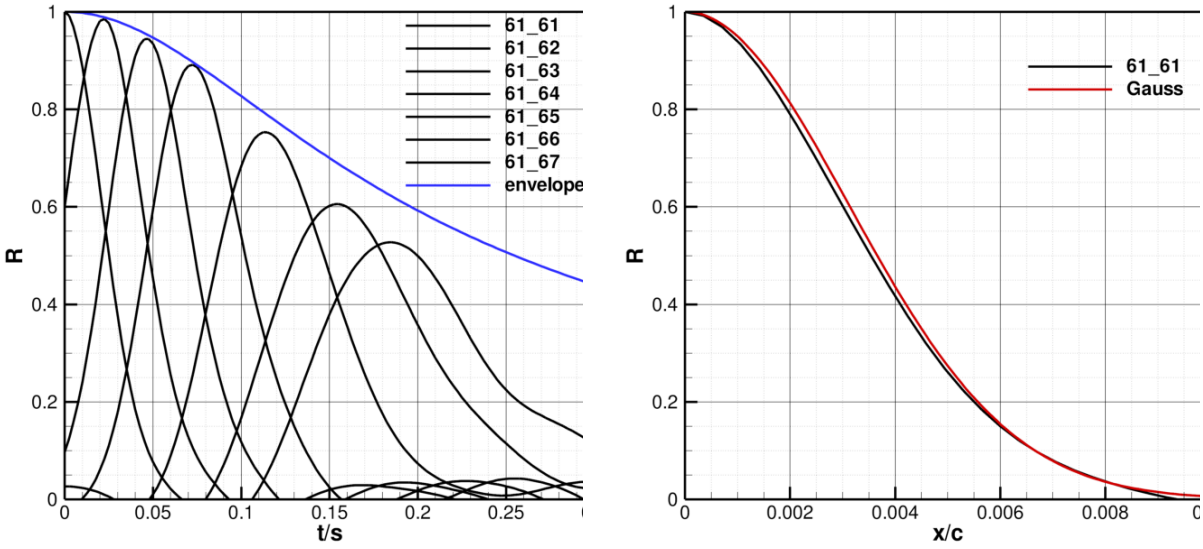


Abbildung 2-32 Korrelation in Stromlinienrichtung, Einhüllende markiert den theoretischen Abfall für Scherdekorrelation (links); Autokorrelation zeigt gute Übereinstimmung mit einer Gaußglocke mit Längenskala 0.0039 (ungepfeilter Flügel).

Gepfeilter Flügel

Der gepfeilte Flügel weist Wirbelstärkespektren in spannweitiger Richtung auf (Abbildung 2-33), die denen vom ungepfeilten Fall (Abbildung 2-30) ähneln. Nur die Amplituden sind geringer.

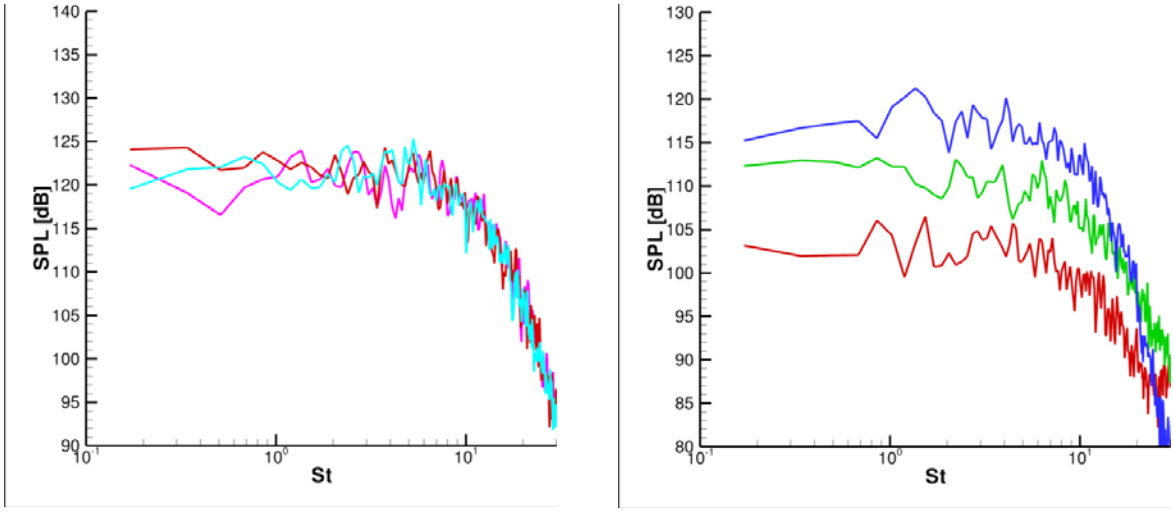


Abbildung 2-33: Vorticity-Spektren der Sensoren 12, 25 und 37 (links), sowie für verschiedene Stromlinienpositionen für den gepfeilten Flügel.

Der theoretische Abfall der Einhüllenden bei Scherdekorrelation folgt $R = 1/\sqrt{1+\alpha^2\tau^2}$. Der Koeffizient α kann aus RANS-Daten bestimmt werden:

$$\alpha = \frac{1}{2}\left(\frac{du}{dy}\right)^2 .$$

Der Koeffizient α aus den RANS Daten liegt zwischen 5 und 7. Für die Einhüllende ist der Koeffizient $\alpha = 6$ gewählt worden. Die Einhüllende beschreibt den Abfall der Korrelation sehr gut. Bei der Umrechnung der Autokorrelation in eine örtliche Korrelation (Abbildung 2-34 links) wird die Taylorhypothese $x/c = \tau \cdot u_c$ genutzt. Die Längenskala der passenden Gaußverteilung beträgt 0.0039 dimensionslose Längeneinheiten.

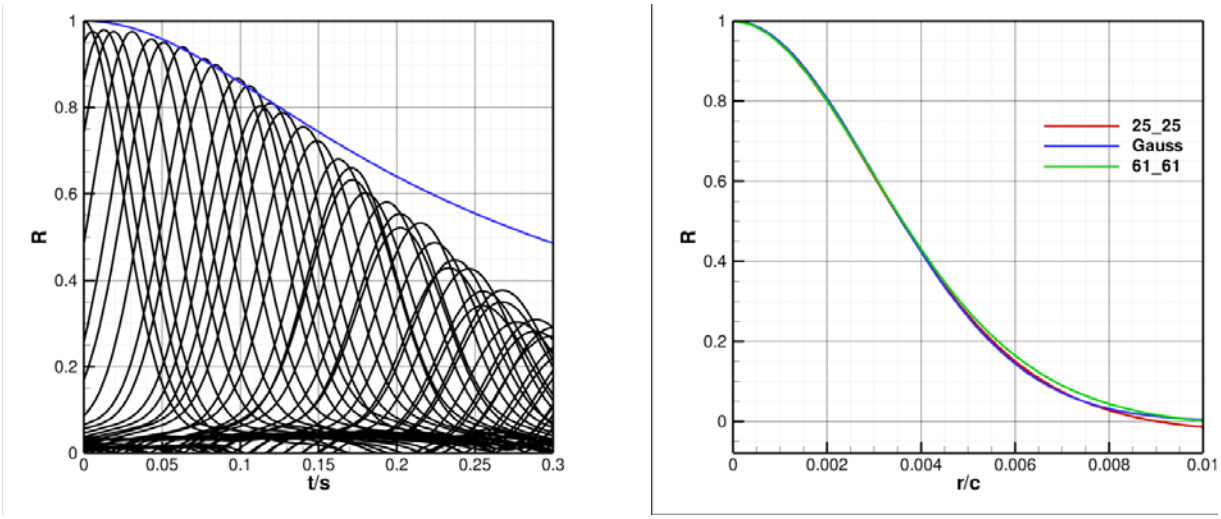


Abbildung 2-34: Korrelation in Stromlinienrichtung, Einhüllende markiert den theoretischen Abfall für Scherdekorrelation (links); Autokorrelation zeigt gute Übereinstimmung mit einer Gaußglocke mit Längenskala 0.0039 (gepfeilter Flügel).

Der Grund für die starken Amplitudenunterschiede scheint in der unterschiedlichen Feinheit der RANS-Gitter zu liegen. Das erheblich gröbere 3D-Gitter für den gepfeilten Flügel weist auch erheblich kleinere Level der turbulenten kinetischen Energie auf (Abbildung 2-35). Der maximale dimensionslose TKE-Wert bei der 2D-Lösung ist 0.0018 und bei der 3D-Lösung nur 0.00097.

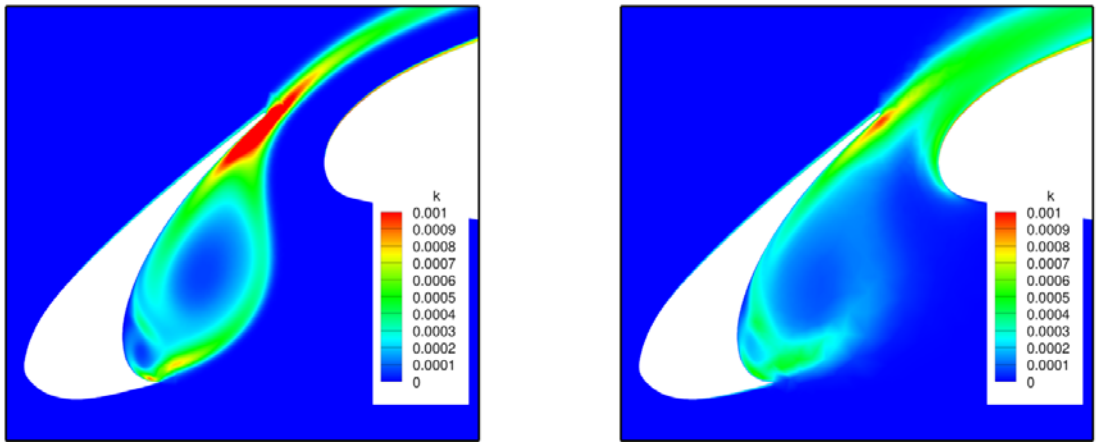


Abbildung 2-35: Verteilung der entdimensionalisierten TKE; 2D-Lösung ungepfeilt (links), 3D-Lösung gepfeilt (rechts).

Um den Gittereinfluss auf die TKE Level bestimmen zu können ist eine RANS-Rechnung für den ungepfeilten Flügel auf einem ähnlich groben Gitter durchgeführt worden (Abbildung 2-36).

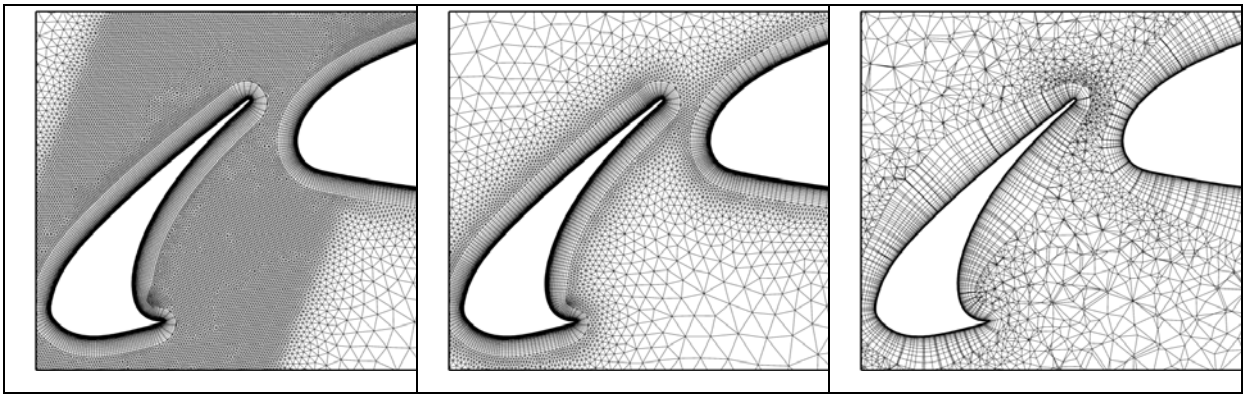


Abbildung 2-36: Drei verschiedene RANS Gitter; normales 2D Gitter (links), Gitter für die 3D Rechnung mit gepfeiltem Flügel (rechts); grobes 2D Gitter mit ähnlicher Feinheit wie das 3D Gitter (mitte).

Der Vergleich des angeglichenen 2D Gitters an das 3D Gitter ist in Abbildung 2-37 dargestellt.

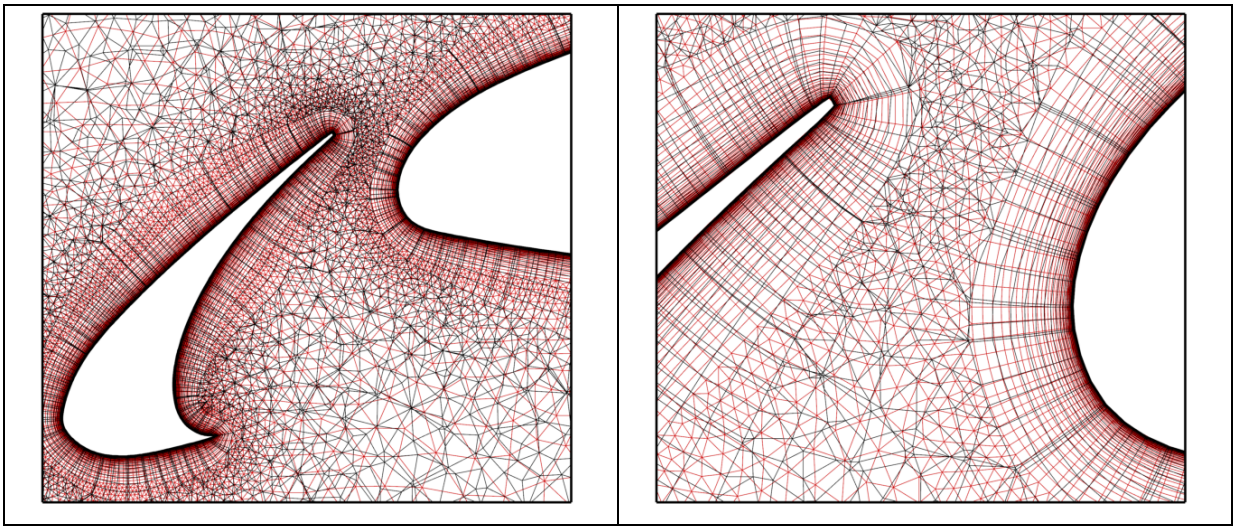


Abbildung 2-37: Vergröbertes 2D RANS-Gitter (rot) hat eine ähnliche Auflösung wie das 3D RANS-Gitter (schwarz).

Die Unterschiede der turbulenten kinetischen Energieverteilung werden dadurch geringer. Das angeglichene 2D Netz erzeugt eine maximale dimensionslose Energie von 0.0011 und das 3D Gitter 0.00097.

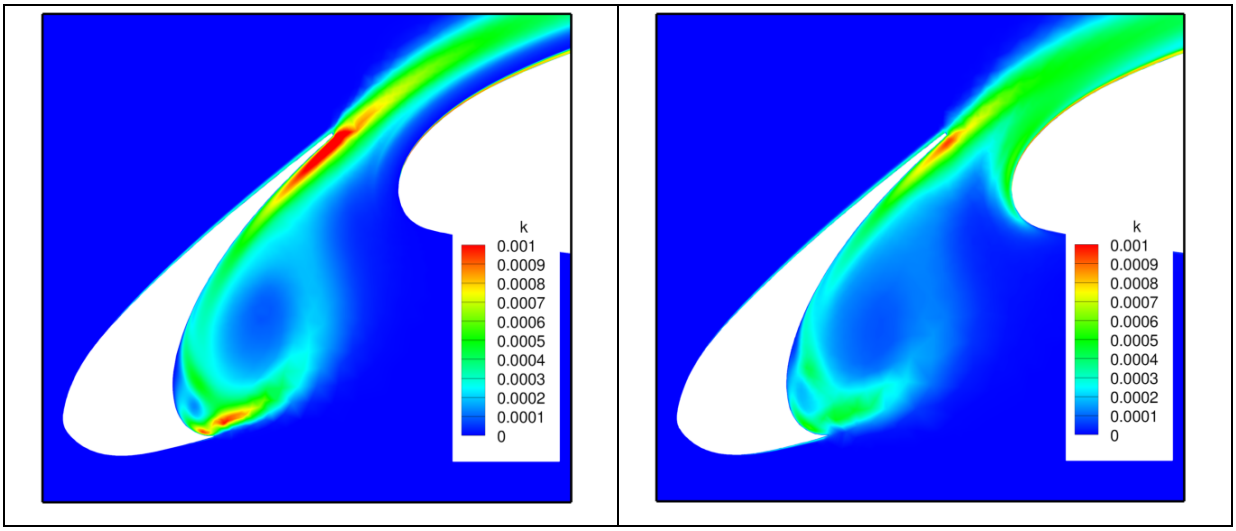


Abbildung 2-38: Verteilung der entdimensionalisierten TKE; 2D-Lösung ungepfeilt auf vergöbertem Gitter (links), 3D-Lösung gepfeilt (rechts).

Die Spektren der beiden Rechnungen für den ungepfeilten Flügel mit den Turbulenzdaten von unterschiedlich feinen RANS-Gittern zeigen dasselbe Verhalten mit einer deutlichen Amplitudendifferenz von ungefähr 8 dB.

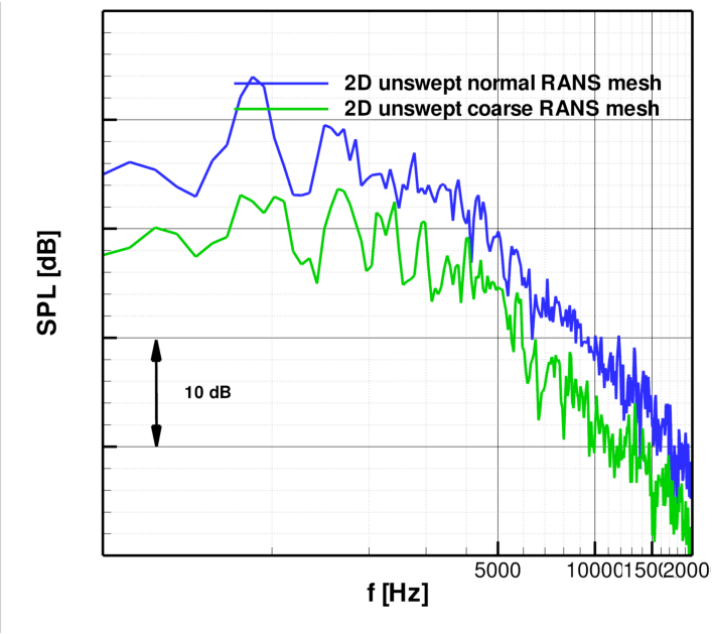


Abbildung 2-39: Differenzen in Spektren auf Grund unterschiedlicher RANS-Gitter.

Zusammenfassung und Schlussfolgerung

Alle Rechnungen, 2D und 3D, für den ungepfeilten Flügel erzeugen charakteristische Vorflügellärmspektren in guter Übereinstimmung mit den charakteristischen Spektren von Guo [m]. Das Ergebnis der 3D Rechung zeigt dasselbe Verhalten, wie das der 2D Rechnung im ungepfeilten Fall unter 13 kHz. Das bedeutet, dass die Annahme der spannweitigen kohärenten Längenskala, die implizit beim 2D RPM Modell angenommen wird, korrekt ist. Daraus lässt sich ableiten, dass für 2D Probleme die schneller 2D (F)RPM Methode die richtige Wahl ist. Des Weiteren konnte gezeigt werden, dass RPM und FRPM qualitativ dieselben Ergebnisse produziert.

Eine höhere Reynoldszahl erhöht nicht nur die Amplitude des Spektrums, sondern ändert auch die Form. Die Spitzen bei kleineren Frequenzen werden diffuser bei höherer Reynoldszahl.

Im Gegensatz zu den Erwartungen wird der Schalldruckpegel signifikant reduziert durch eine Erhöhung des Anstellwinkels von 4° auf 5.5°. Der Grund dafür könnte eine Änderung der Strömung zwischen Vorflügel und Flügel sein, die den akustisch sensiblen Bereich nicht mehr passiert.

Die extremen Störungen scheinen durch eine Unterauflösung der Quellen durch das CAA-Gebiet erzeugt zu werden. Eine Lösung könnte ein in Hauptströmungsrichtung gedrehtes Gitter und gedrehter Patch sein. Im Idealfall würden Patch und Gitterverfeinerung den Stromlinien folgen.

2.2 AeroNext TP2 „Flexibler Flügel“

AP2.1 Flügelentwurf für reduzierte Lasten

Geplantes Arbeitsziel

Der bisherige aerodynamische Flügelentwurf basiert im wesentlichen auf einem starren Flügel. Die statische Verformung des Flügels wird erst im späteren Entwurfszyklus durch Vorgabe einer festen Verwindung berücksichtigt.

Die Einbeziehung der statischen Verformungen des Flügels im Reiseflugfall und in relevanten Lastfällen in den aerodynamischen Entwurfsprozess soll zu einer Verbesserung der aerodynamischen Entwurfsqualität zukünftiger Verkehrflugzeuge führen. Durch den Einsatz von RANS Verfahren wie dem TAU Code können die Strömungsphänomene um komplexe Flugzeugkonfigurationen relativ genau - selbst hin zu hohen Anstellwinkeln- ermittelt werden. Die Berechnung der statischen Verformungen erfolgt über eine Strömungs-Struktur-Kopplung (CFD-CSM Kopplung), wobei aber die eingesetzten Strukturmodelle in ihrer Komplexität variieren sollen. Einfache Strukturmodelle mit wenig detaillierten Input wie das Vorentwurfsmodell FAME-W können in der Anfangsphase im aerodynamischen Entwurf eingesetzt werden. Hochwertige Modelle finden bei entsprechender strukturmechanischen Auslegung des Flügels in der späteren Phase ihren Einsatz.

Hauptziel des Arbeitspakets ist es, Designprinzipien unter Einbeziehung der Flügelverformung für widerstandsoptimale Flügel zu entwickeln, die ein akzeptables Buffet – und Manöververhalten aufweisen. Mit der Nutzung der CFD-CSM Kopplung sollen Entwurfsleitlinien zur Reduktion der Lasten für die relevanten Lastfälle durch Beeinflussung des nichtlinearen Strömungsverhaltens entwickelt werden, wobei die Auswirkungen auf den Reiseflug minimiert werden sollen. Die Reduktion der Lasten soll durch passive Maßnahmen, also durch Entwicklung entsprechender Flügelprofile als auch durch Grundrissformen, erfolgen und mit den Ergebnissen der konventionellen aktiven Lastkontrolle durch Spoiler und Querruder verglichen werden. Weiterhin sollen neuartige Steuerungselemente zur aktiven Lastkontrolle im Laufe des Projektes entwickelt werden, basierend auf der Erfahrung im laufenden (und anderen) Programmen.

Geplante Arbeitsbeschreibung

- Sichtung der Erfahrungen aus bisherigen R&T Programmen zur CFD-CSM Kopplung sowie Validierung der CFD Verfahren im nichtlinearen Strömungsbereich
- Einbindung von einfachen Strukturmodellen in den CFD-CSM Prozess und Einführung in den aerodynamischen Entwurfsprozess bei Airbus zur Strömungsberechnung von Flügeln mit statischen Verformungen im Reiseflug und im nichtlinearen Strömungsbereich durch das DLR in Zusammenarbeit mit Airbus
- Entwurf des Außenflügels zur passiven Lastkontrolle
    - Definition der relevanten Lastfälle und detaillierte Spezifikation des Arbeitspaketes durch Airbus

- Außenflügel mit aktiver Lastkontrolle
  - Airbus/DLR Brainstorming zu neuen aktiven Steuerelementen für Lastkontrolle
  - Airbus definiert die relevanten Lastfälle sowie die Steuerelemente (konventionelle und innovative) und das Arbeitspaket
  - Bewertung der aktiven Lastkontrolle in den relevanten Lastfällen durch Rechnungen mit der CFD-CSM Kette durch das DLR. Vergleich mit den Ergebnissen der passiven sowie der konventionellen aktiven Lastkontrolle

Entwurf eines Entwurfsprozesses mit CFD/CSM Simulationen

Aufgrund der Tatsache, dass der Flügel nicht durch die Lasten im Auslegungfall dimensioniert wird, aber durch die Lasten von verschiedenen bestimmten Lastfällen, die zum Beispiel der Manöverfall bei 2.5g oder die Böenfälle sein können, ist es wichtig, diese Fälle bereits während der aerodynamischen Auslegungphase zu betrachten. Bei diesen Lastfällen weist der Flügel verschiedene Verformungszustände auf, die sich in unterschiedlichen Verteilungen für die Verdrehung und Durchbiegung ausdrücken, die mit der Form im Auslegungpunkt verglichen wird. Folglich kann die Last nicht vom Auslegungpunkt aus zum betrachteten Lastfall skaliert werden, um die korrekte Dimensionierung der Struktur zu erhalten. Nicht-lineares Verhalten spielt hier eine wichtige Rolle.

Um eine angemessene Vorhersage eines bestimmten Flügels oder Wingletauslegung auf deren strukturelle Auswirkung durchzuführen, ist es notwendig die Lastverteilung für den entsprechenden Lastfall zu berechnen, der auf Laständerungen wegen der verschiedenen Flügelauslegungen oder Wingletauslegungen basiert. Dieses kann nur verwirklicht werden, indem man ein korrektes strukturelles Modell in der Auslegungkette berücksichtigt.

Typische Aufgaben im Flügel-Entwurf für CFD - CSM

Im Folgenden werden einige typische Aufgaben gegeben, die von Interesse aus Sicht des aerodynamischen Flügel-Entwurfs sind:

- Effekt der Flexibilität auf aerodynamische Leistung im Auslegungsfall, einschließlich der Fähigkeit, die aerodynamischen Änderungen wegen der Modifikationen an der Struktur Steifheit nachzuvollziehen
- Effekt der Flexibilität auf Widerstand über den typischen Auftriebsbereich im Reiseflug
- Effekt der Flexibilität, wenn sich der Lastangriffspunkt im Off-Design mit dem Auftrieb verändert
- Effekt der Flexibilität auf Strömungsabriss und Buffeting
- Effekt der Flexibilität bei kritischen Lastfällen
- Änderung der Auslegung basierend auf Inputs wie oben beschrieben, um verbesserte aerodynamische Leistungen und/oder Lastreduktionen zu erzielen

Beschreibung des Prozesses für den flexiblen Flügel- und Wingletentwurf

In der frühen Entwurfsphase eines Projekts sind üblicherweise die Vorentwurfsabteilung und die Aerodynamik die ersten, die involviert sind. Ein ‚Finite Element Model' (FEM) ist nur später im Projekt verfügbar.

Ein vorläufiges Strukturmodell würde von der Vorentwurfsabteilung (Future Project Office, FPO) verfügbar sein oder ein bestehendes Modell könnte von ihnen modifiziert werden. Das Strukturmodell kann über ein Balkenmodell zur Verfügung gestellt werden. Es ist daher naheliegend ein CFD-Verfahren mit einem Strukturlöser zu koppeln, der ein einfaches Strukturmodell oder Balkenmodell nutzt, um damit schnelle Druchlaufzeiten zu ermöglichen.

TAU/ FAME-W Coupling

Hauptaufgaben in AP2.1, um den Meilenstein `Prozessdefinition für flexible Flügelauslegung zu erzielen' waren das Update der Schnittstellen von FAME-W und von TAU, die Entwicklung und die Implementierung der Abbildungsvorschrift zwischen den Programmen FAME-W und TAU.

Winglet Deformationen werden z.Z. nicht im Kopplungsprozess von FAME-W/TAU berücksichtigt, sondern nur der aerodynamische Last-Effekt auf den Flügel, der an dem Flügel-/Winglet-Übergang angesetzt wird. Es soll das Winglet in das Strukturmodell in der Zukunft mit eingeschlossen werden, und Winglet-Deformationen sollen dementsprechend berechnet werden.

Zusätzlich zur Verwendung des FAME-W/TAU Koppelungsprozesses sind einige Überprüfungs- und Validierungsfälle untersucht worden. Die Komplexität reicht von einem isolierten Pfeilflügel bis zu einer voll bestückten A320. Leider wurden die erforderlichen Bemühungen, CFD/CSM Resultate mit A320 Flugtestdaten zu vergleichen, unterschätzt. Folglich wird empfohlen, weitere Validierungsarbeiten in zukünftige Projekte aufzunehmen, um diesen Punkt dementsprechend zu adressieren.

Die FAME-W Software erforderte auch Anpassungen der Schnittstelle, um die notwendigen Daten mit TAU auszutauschen.

Aerodynamische Studien zur passiven Last-Steuerung

Es ist allgemein bekannt, dass die Deformation des Flügels entsprechend der aerodynamischen Last einen großen Einfluss auf den Entwurf hat. Einer der Hauptaspekte ist die Tatsache, dass die spannweitige Lastverteilung eines Pfeilflügels sehr unterschiedlich sein kann für verschiedene Lastfaktoren oder verschiedene. Deshalb ist eine korrekte Leistungsvorhersage nur am Auslegungspunkt möglich, weil die Geometrie in diesem Punkt definiert ist. Für alle anderen relevanten Flugbedingungen kann die Form des Flügels mit Wissen des Flügel-Strukturverhaltens berechnet werden.

Folglich kann nur eine Koppelung eines aerodynamischen Berechnungsverfahrens mit einem Strukturmodell benutzt werden, um die korrekte Leistung und die Lastverteilungen für die Off-Design Punkte bestimmen. Ein spezieller Fall in diesem Zusammenhang ist eine Nachrüstung der von Flügelendformen. Die neue Flügelendform ändert vermutlich die

Verwindung und Verbiegung des Flügels bereits am Auslegungspunkt in nicht unbeträchtlicher Weise.

Dieses Kapitel beschreibt die Resultate der aerodynamischen Studien unter Verwendung der CFD/CSM (TAU/FAME-W) Kette unter Verwendung der Geometrie A320. Die Prozesskette wurde im Detail von R. Heinrich in einem Bericht beschrieben. In dieser Aufgabe ‚Aerodynamische Studien zur passiven Last-Steuerung' konnten eine Vielzahl von ersten Erfahrungen gesammelt werden, wobei die entwickelte Prozesskette erfolgreich angewendet werden konnte.

Arbeitsplan

1. Simulation einer Auftriebspolaren bis hin zu stoßinduzierten Ablösungen auf dem Flügel bei der Auslegungs-Machzahl mit einer starren Geometrie und mit Hilfe der Kopplungskette; unter Verwendung einer Konfiguration mit Flügel, FTF, Pod/Pylon und Tip Fence, welche auch die Referenzgeometrie darstellt.
2. Die gleiche Auftriebspolare wie für 1) (struktur-gekoppelt), aber mit verschiedenen Flügelendformen, um den Einfluss auf die Auslegung im Off-Design darzustellen, z.B. durch stoßinduzierten Ablösungen.
3. Für die gleichen Flügelendformen wie in 2) struktur-gekoppelte Rechnungen für den Auslegungspunkt und für den Lastfall des Manövers
4. Die Darstellung der Effekte einer Höhenvariation (basierend auf dem *modifizierten Winglet*) für den Auslegungsfall und den Lastfall des Manövers
5. Die Darstellung der Effekte einer Pfeilungsvariation (basierend auf dem *modifizierten Winglet*) für den Auslegungsfall und den Lastfall des Manövers

Als 6. Aufgabe war der Einfluss einer Wölbungänderung des äußeren Flügels geplant, aber später verworfen, da klar wurde, dass der Aufwand für diese Aufgabe zu beträchtlich sein würde. Eine Flügelwölbungsänderung bedeutet eine Profiländerung mit dem Ziel, die Profilcharakteristik zu verbessern, um ein vorteilhaftes Verhalten für die passive Laststeuerung zur Verfügung zu stellen. Profiländerungen erfordern aber auch eine Änderung des strukturellen Modells. Diese Art der Änderung erfordert zusätzliche strukturelle Dimensionierungsarbeiten innerhalb FAME-W, die innerhalb des M-Fly/Aeronext Projektes nicht geplant waren und somit nicht umsetzbar waren. Für den industriellen Gebrauch von CFD/CSM bei der Flügelauslegung ist es wichtig, die strukturellen Änderungen klar zu handhaben, wenn die Geometrie geändert wird. Eine Lösung könnte sein, ein relativ einfaches Werkzeug zur Verfügung zu stellen, damit der Aerodynamiker das strukturelle Modell zu seinen Zwecken manipuliert bzw. bestimmte Annahmen trifft. Später könnte die Gültigkeit solcher Annahmen überprüft werden. Wirklich wichtig ist hier in diesem Zusammenhang den wiederholenden aerodynamischen Auslegungsprozess so schnell wie möglich zu machen.

Ergebnisse

Die aerodynamischen Studien entsprechend dem Arbeitsplan, wie zuvor beschrieben sind unter Verwendung des CFD/CSM Ketten-TAU/FAME-W durchgeführt worden.

Die folgenden Ausführungen stellen eine Auswahl der Ergebnisse dar.

Aufgabe 1: Simulation einer Auftriebspolaren bis hin zu stoß-induzierten Ablösungen auf dem Flügel bei der Auslegungs-Machzahl mit einer starren Geometrie und mit Hilfe der Kopplungskette; unter Verwendung des Flügels, FTF, Pod/Pylon und Tip Fence als Referenzgeometrie

Die Ergebnisse der Aufgabe 1 sind in der Präsentation der Ergebnisse von Aufgabe 2 enthalten.

Aufgabe 2: Die gleiche Auftriebspolare wie wie für 1) struktur-gekoppelt, aber mit verschiedenen Flügelendformen (für die modifizierten Winglets), um den Einfluss auf die Auslegung im Off-Design darzustellen, z.B. durch stoßinduzierten Ablösungen

Die untersuchten Flügelendformen wurden bereits in früheren Projekten entworfen. Ein wesentliches Ergebnis ist, dass verschiedene Flügelendformen auch unterschiedliche flexible Effekte zeigen.

Aufgabe 3: Für die gleichen Flügelendformen wie in 2) strukturgekoppelte Rechnungen für den Auslegungspunkt und für den Lastfall des Manövers.

Das *modifizierte Winglet* verliert am meisten von seinem Widerstandsgewinn, wenn man die Ergebnisse von starr-1g mit flexibel-1g vergleicht, während ein *anderes modifiziertes Winglet* am wenigsten verliert. Vergleicht man die Bedingungen flexibel-1g mit flexibel-2.5g kann man erkennen, dass *andere modifizierte Winglet* den geringsten Anstieg.

Aufgabe 4: Die Darstellung der Effekte einer Höhenvariation (auf einem Basis-Winglet) für den Auslegungsfall und den Lastfall des Manövers.

Anhand eines *modifizierten Winglets* ist eine Höhenvariation durchgeführt worden. Die Höhe wurde +- 500mm geändert. Die Abbildung zeigt die Widerstandsinkremente der drei verschiedenen Konfigurationen. Die Entwürfe mit größerer Höhe sind deutlich mehr sensibel bezüglich Widerstand im Vergleich mit den kleineren Winglets. Das bedeutet, dass der Vorteil, der für die starre Form für eine höhere Variante berechnet worden ist, im flexiblen Fall(1g) verringert wird. Zum Beispiel hat die höchste Variante einen Widerstandsvorteil von ungefähr 1dc im Verhältnis zu dem Referenzentwurf im starren 1-g-Fall. Aber im flexiblen-1g – Fall wird der Widerstandsvorteil um mehr als 0.5dc verringert. Eine Vergrößerung der Höhe muss folglich sorgfältig untersucht werden, bevor eine Design-Entscheidung getroffen wird.

Aerodynamische Studien zur aktiven Lastkontrolle

Für die aerodynamische Studie der aktiven Laststeuerung wurde ein klassisches Winglet benutzt, das mit einer Wölbklappe (Winglet-Tab) ausgerüstet wurde. Die Idee ist, die Last direkt auf dem Winglet zu reduzieren, wenn es für die Auslegung des Winglets erforderlich ist.

Das vorhandene *modifizierte Winglet3* wurde für diese Studie ausgewählt, weil die Integration einer Klappe auf dem nahezu planaren Winglet relativ einfach ist.

Am ausgewählten repräsentativen Lastfall wurden die Simulationen mit dem ausgeschlagenen Tab durchgeführt. Dieses wird mit dem Effekt des Querruderausschlags am gleichen Lastfall und einer Kombination von Querruderausschlag und einem Winglet-Tab (WL-Tab) verglichen.

Die Prozesskette, die für die Studie benutzt wird, ist im Wesentlichen die gleiche wie zuvor für Task2.1 beschrieben. Für den vorliegenden Report sollte auch der letzte Meilensteinreport zur passiven Lastkontrolle berücksichtigt werden. Ausführlichere Resultate der Studie zur aktiven Laststeuerung sind in dem Meilensteinreport M05 gegeben.

Aufbereitung der Geometrien

Das *modifizierte Winglet3* wurde mit einer Wölklappe an der Hinterkante ausgerüstet. Verglichen mit den anderen Flügelendformen, die für die passive Lastsstudie in diesem Arbeitspaket verwendet wurden, hat das LWL1 den Vorteil, eine verhältnismäßig große planare Oberfläche aufzuweisen, die die Realisierung einer geraden Drehachse stark vereinfacht. Um realistische Parameter für die Größe der Wölbklappe zu finden, war ein Kompromiß erforderlich, um einerseits eine recht grosse Klappe zu wählen, die einen deutlichen Effekt bezüglich ihrer Wirkung auf die Lastverteilung erzielt, aber andererseits eine Größe zu wählen, die nicht unrealistisch ist.

Es wurde entschieden, eine Klappe mit einer spannweiten Länge von 18% anzubauen, die bei 15% der Winglet-Spannweite beginnt und bei 60% der Winglet-Spannweite endet. Die simulierten Ausschläge waren 0°, -2.5° und -5°. Es wurden jedoch keine Überlegungen hinsichtlich des Antriebs und eventuell notwendiger Verkleidungskörper angestellt, da dies den Rahmen der Studie gesprengt hätte.

Das Querruder wurde mit 0° und -5° ausgeschlagen.

Zusätzlich zu den Simulationen mit dem *modifizierten Winglet3* wurden auch Simulationen mit der Referenzkonfiguration durchgeführt, wo das Querruder mit –5° ausgeschlagen wurde.

Der Wert von -5° Querruderausschlag wurde ausgewählt, um einen sichtbaren Effekt auf die Lastverkleinerung darzustellen. Größere Werte können in der Realität zur Anwendung kommen. Die verhältnismäßig kleinen Werte für den Querruderausschlag und den Wölbklappenausschlag wurden gewählt, um Strömungsablösung zu vermeiden, die Fragen einer geeigneten Auslegung aufwerfen würden.

Aufbereitung zu den numerischen Simulationen

Wie bereits erwähnt, ist die zuvor entwickelte Simulationskette für diese Aufgabe auch verwendet worden.

Da die Zielsetzung dieser Aufgabe ist, die Leistungsfähigkeit der aktiven Laststeuerung durch das Winglet zu bewerten, und nicht aerodynamsiche Leistungsgewinne im Reiseflug zu bewerten, mussten nur die Lastfälle simuliert werden. Als repräsentativer Lastfall wurde der gleiche Lastfall wie für die vorhergehende Arbeiten benutzt.

Ergebnisse der aerodynamischen Studien zur aktiven Lastkontrolle

Es wird ersichtlich, dass zusätzliche Last durch das *modifizierte Winglet3* in der Region der Flügelwurzel vollständig ausgeglichen wird.

Folglich erhöht in diesem Fall das Winglet sogar die Leistungsfähigkeit der aktiven Laststeuerung. Es kann auch erkannt werden, dass der Unterschied zwischen den starren und flexiblen Simulationen für das *modifizierte Winglet3* sogar größer ist als für das *andere modifizierte Winglet*.

Ausführlichere Resultate werden in dem technischen Bericht `Aero Studies Active Load Control Aeronext T2.1' zur Verfügung gestellt.

Zusammenfassung zu AP2.1 Reduzierte Lasten

In dem Arbeitspaket AP21'Flügelentwurf für reduzierte Lasten' im Rahmen des M-Fly/Aeronext Projekts ist ein Auslegungsprozess für den flexiblen Flügel- und Winglet – Entwurf umrissen worden, der struktur-gekoppelte CFD Simulationen (CFD/CSM) während des Auslegungsprozesses berücksichtigt. Der beschriebene Prozess betrachtet die Flügeldeformation und die Deformation von Flügelendformen während des Auslegungsprozesses, um die aerodynamische Auslegung bei Off-Design Bedingungen oder am Auslegungspunkt zu verbessern unter Beibehaltung der Lasten für die Dimensionierungsfälle. Eine andere Zielsetzung könnte sein, die aerodynamische Leistung für eine alternative aerodynamische Auslegung beizubehalten sein, aber eine Verringerung des Lasteffektes bei den Dimensionierungsfällen zu erreichen und somit das Gewicht vorteilhaft zu beeinflussen.

Die CFD/CSM Methode, die für die Nutzung in Aeronext angepasst worden wurde, ist TAU/FAME-W. Sie kombiniert ein hoch entwickeltes CFD-Verfahren mit einer CSM-Methode, die normalerweise im Vorentwurf benutzt wird. Beide Werkzeuge werden standardmäßig bei Airbus eingesetzt.

Auslegungsstudien wurden durchgeführt, die dem flexiblen Auslegungsprozess folgen, der im Rahmen dieses Projekts umrissen worden ist. Einerseits wurden aerodynamische Studien zur passiven Laststeuerung durchgeführt, andererseits aber auch aerodynamische Studien zur aktiven Laststeuerung.

Passive Last-Steuerung

Die flexiblen Effekte bei 1g und 2.5g wurden mit Resultaten am starren Flügel verglichen und die Ergebnisse analysiert. Es muss angemerkt werden, dass die Flügelendformen als starre Formen behandelt worden sind. Der Einfluss einer flexiblen Flügelendform ist relativ klein, aber in den Studien einer detaillierten Auslegung sollte er nicht vernachlässigt werden. Die Resultate zeigen Unterschiede für verschiedene Flügelendformen, aber auch bei den Entwurfsänderungen wie Pfeilung- oder Höhenvariationen haben sich Ergebnisse gezeigt, die sehr interessant sind.

Alle Resultate werden als sehr nützliches angesehen und zeigen, wie wichtige flexible Simulationen in der Auslegungsphase sind, z.B. zeigen große Winglets mit größerer Höhe einen großen Widerstandsvorteil für den starren Fall, aber flexibel verlieren sie einen beträchtlichen Teil dieses Widerstandsgewinns.

Als nächsten Schritt für zukünftige Tätigkeiten im Rahmen von Forschungsaktivitäten wird es als außerordentlich wichtig angesehen, dass die Ergebnisse der flexiblen Berechnungen in den Auslegungprozeß zurückgeführt werden müssen, um den vollen Nutzen vom Gebrauch von flexiblen Berechnungen in der Auslegung zu erhalten und zu demonstrieren. Die Verbesserungen können deutlich gemacht werden, wenn die vollständige Mission eines Flugzeugs betrachtet werden. Nur so können die flexiblen Effekte, die während einer Mission auftreten, voll berücksichtigt werden.

Aktive Last-Steuerung

Aerodynamische Studien zur aktiven Laststeuerung wurden durchgeführt. Für ein klassisches Winglet wurde eine Wölbklappe entworfen, um die Last auf dem Winglet und auf dem Flügel für die relevanten Lastfälle des Flügels aktiv zu verringern. Zum Vergleich wurde das Querruder auch ausgeschlagen, um die Leistungsfähigkeit der Wölbklappe auf dem Winglet zu bewerten.

Die Resultate der vorliegenden Untersuchung legen nahe, dass eine Wölbklappe auf dem Winglet im Vergleich zu dem Querruder zu den Lastverkleinerungszwecken keine große Wirkung zeigt, insbesondere wenn die Wölbklappe auf dem Winglet verhältnismäßig klein ist. Um die Leistungsfähigkeit zu verbessern, würde eine größere Wölbklappe auf dem Winglet oder ein höherer Neigungswinkel des Winglets helfen, um den Hebelarm der Kräfte auf dem Winglet zu vergrößern. Weiterhin kann die Wölbklappe dazu beitragen, die Lasten im Anschlusspunkt des Winglets an den Flügel zu reduzieren, was im Rahmen dieser Studie nicht im Detail untersucht worden ist.

Die Resultate zeigen auch den Nutzen der Strömungs-Struktur-Koppelung für die Auswertung der Leistungsfähigkeit der aktiven Laststeuerung, da die Steigungen der Lastreduktion zwischen den starren und flexiblen Simulationen unterschiedlich sind, besonders wenn verschiedene Flügelendformen verwendet werden.

Ein anderer interessanter Effekt, der demonstriert worden ist, ist der Einfluss des Winglets im Allgemeinen auf die Leistungsfähigkeit des Querruderausschlags.

Aeronext - AP2.2 Validierungsexperiment für den flexiblen Flügel im Reiseflug

Arbeitsziel

Der Fokus in dieser Aufgabe liegt in der Planung, Durchführung und Auswertung eines Validierungsexperimentes zur numerischen Simulation der Strömungs-Struktur-Wechselwirkung auf der Grundlage eines hybriden Ansatzes. Er hat zum Ziel belastbare experimentelle Daten für die Validierung der CFD-CSM-Rechnungen zu liefern, um z.B. die Konfiguration Flügel-Winglet in der Strömungs-Struktur-Prozesskette vollständig zu beschreiben. Diese Aufgabe erfordert die Strömungs-Struktur-Kopplung unter Reiseflugbedingungen.

Arbeitsbeschreibung

- Diese Aufgabe ist verknüpft mit AP2.1 unter dem Aspekt der Industrialisierung der Prozesskette von bestehenden Codes für statische Deformationen zielend auf den Entwurf des äußeren Flügels
- Analyse der gegenwärtigen CFD-CSM-Prozesskette; Identifizierung von Stärken und Schwächen der verschiedenen Ansätze und Anforderungen zum Zwecke der Verbesserung der Werkzeuge
- Diese Aufgabe ist verknüpft mit einer nationalen Kooperation mit der RWTH Aachen, wo ein existierendes ETW Modell modifiziert und im ETW Windkanal für CFD-CSM-Validierung untersucht werden kann
- Beitrag zur Definition des ETW Testmatrix, experimentellen Konfiguration der Modellauslegung. Es ist gegenwärtig anvisiert 4 Lastfälle, 3 Machzahlen und 10 Konfigurationen je Machzahl auszuwählen, um den Unterschied zwischen Flügel ohne und mit Winglet zu identifizieren
- Datentransfer vom Windkanaltest im ETW
- CFD-CSM Analyse der Windkanalergebnisse (Kooperation Airbus, DLR, Aachen)
- Diese Untersuchung wird ebenso einen zusätzlichen Nutzen zu einem anderen LuFo IV Projekt vom EADS-MAS durchgeführt produzieren: Die dortigen Untersuchungen sind ausgerichtet aeroelastische Aspekte für das FLOWSIMULATOR Projekt zu untersuchen
- Zusammenfassung und Empfehlungen für verbessertes CFD-CSM-Kopplungsmodell beschrieben
- Transfer von Erkenntnissen und Ergebnissen aus dem o.g. nationalen Projekt zu Airbus für die CFD-CSM Prozesskette
- Qualifizierung der CFD-CSM-Prozesskette für den hybriden Strömungslöser inklusive instationärer Strömungsphänomene

Arbeitsergebnisse

- Verbesserte Vorhersagevermögen in der Strömungs-Struktur-Prozesskette durch Nutzung hybrider Löser für aeroelastische Flügelkonfiguration

Einführung

In diesem Arbeitspaket AP22 ‚Validierung' ist ein Winglet aeodynamisch zu entwerfen und experimentell im Rahmen des ASDMAD Projekts zu untersuchen.

ASDMAD (Aero-Structural Dynamics Methods for Airplane Design) ist ein Gemeinschaftsprojekt von Airbus und der RWTH Aachen.

Im Rahmen des ASDMAD Projekts wird die RWTH Aachen ein Winglet experimentell untersuchen, das an der Hinterkante mit einer Wölbklappe ausgerüstet ist. Die Wölbklappe wird nicht nur statisch ausgeschlagen, sondern auch dynamisch.

Beschreibung des Windkanalmodells

Für die Windkanalversuche in ASDMAD wird das HIRENASD Modell benutzt, welches ein Halbmodell ist. Das elastische Modell hat einen Flügel, der die typische Planform eines transonischen Verkehrsflugzeug aufweist, aber keine Verbiegung oder Verwindung im unverformten Zustand. Der Vorderkantenwinkel beträgt 34 Grad. Die Hinterkante hat zwei Knicke, welche die Flügelfläche in drei Segmente aufteilt. Das Referenzprofil ist das 'BAC 3-11/RES/30/21'. An der Flügelwurzel beträgt die Profildicke 15%, und nimmt bis zum Ende des ersten Segments auf 11% ab. Der Rumpf is direkt auf dem Drehteller montiert und hat keinen Kontakt zu dem Flügelmodell. Es ist anzumerken, dass das Modell aus zwei Teilen besteht, einer Ober- und Unterseite, die an der Flügelnase getrennt sind.

CFD/CSM Prozeß für das aerodynamische Design und die Bewertung

Eine der Hauptzielsetzungen von ASDMAD ist es, Windkanalergebnisse für die Validierung der numerischen Werkzeuge zur Verfügung zu stellen. Bei Airbus in der Aerodynamik ist das aeroelastische Koppelungs-Modul (ACM) von der RWTH Aachen bereits vorhanden. Zu der Zeit, da die Auslegung der Airbus-Winglets durchgeführt werden musste, war das ACM nur direkt mit dem TAU-Code verbunden, aber noch nicht in die FlowSimulator Umgebung eingebunden. Der Nachteil der direkten Koppelung ist der zeitraubende Datenaustausch für den Abbildungsprozess der aerodynamischen Kräfte auf dem Strukturbalken. Später in Zusammenhang mit den Verbesserungen des angewendeten CFD/CSM – Kette für die Analyse der Windkanalmessung, wo die FlowSim Umgebung verwendet wurde, wird der Kopplungsprozess im Detail erklärt.

Die erforderlichen Daten einer Flügelgeometrie werden benötigt, um ein Balkenmodell unter Verwendung des BeamPrep Werkzeugs zu erstellen, welche die Position, Richtung, Hautstärke sowie Dicke der Holme und Rippen (plus externe Gewichte) sind. Das reale Tragwerk wird durch mehrachsige Timoshenko Balken dargestellt, die das gleiche Deformationsverhalten approximieren.

Mit dem ACM im FlowSim werden den Prozesszeiten beträchtlich verringert verglichen mit der direkt-verbundenen Version. Die zusätzliche Prozesszeit einer CFD/CSM Simulation ist jetzt in der Größenordnung von 20% im Vergleich zu einer reinen CFD-Simulation. Der Grund und folglich der Hauptvorteil ist, dass der Datenaustausch zwischen CFD und CSM auf Basis des Hauptspeichers (RAM) erfolgt.

Entwurf des Airbus Winglets

Der Hauptbeitrag von Airbus innerhalb des ASDMAD Projektes ist, ein Winglet für die Windkanalmessung im ETW zur Verfügung zu stellen. Das vorhandene HIRENASD Windkanalmodell wird benutzt, um ein Winglet dieser Konfiguration hinzuzufügen. Das Basismodell hat nur ein Standard-Flügelende ohne irgendeine spezielle Form. Um das Winglet nun hinzuzufügen, war es erforderlich das Flügelmodell bei 92.9% Spannweite abzuschneiden. Das Ziel war es hierbei, die Anfangs-Flügelspannweite beizubehalten.

Die Auslegung basiert auf einem besonderen Winglet Konzept. Das Ziel der grundlegenden Auslegung ist auf eine typische Airbus-Winglet-Auslegung ausgerichtet, welche eine neue Generation von Winglets bei Airbus repräsentiert. Die Abbildung zeigt die grundlegenden Abmessungen der Flügelspitze. Da der Windkanaltest Daten zur Validierung strömungs-struktur-gekoppelter Verfahren lieferen soll, sollten die Deformationen des äußeren Flügels und des Winglets signifikant sein. Der Auslegungsprozess verwendete bereits ein CFD/CSM Verfahren, wie zuvor beschrieben. Folglich sollte die Last auf der Flügelspitze so viel wie möglich sein.

Obgleich eine großes Winglet angestrebt wurde, begrenzen die gegebenen strukturellen Eigenschaften des HIRENASD Modells die maximalen möglichen Lasten und die Biegemomente auf dem Winglet und folglich die Auswirkung des Winglets in Kräften und Biegemomenten berechnet am Anschluss des Winglets an den Flügel.

Durchführung des ETW Windkanalversuchs

Der ETW Windkanaltest wurde in Woche 5 /2010 durchgeführt. Das Testprogramm ist in der folgenden Übersicht dargestellt. während beim ersten Einsatz des Modells innerhalb des HIRENASD Projektes noch mehr Reynolds-Zahlen abgedeckt wurden. Jedoch wurde verglichen mit dem HIRENASD Test ein zusätzliches Druck-Level eingeführt, um größere Deformationen zu ermöglichen. Die Druck-Levels, in q/E ausgedrückt, waren 0.22, 0.34, 0.48 und 0.60 E-6 bei Ma= 0.80.

Die nächste Abbildung zeigt ein Foto der zusammengebauten ASDMAD Konfiguration mit dem Airbus-Winglet. Wie bereits erwähnt, musste der Flügel für das Winglet abgeschnitten werden. Folglich wurde die Station Nr. 7 entfernt und stattdessen wurden 3 Druckschnitte im Bereich des Winglets positioniert. Leider war der Raum im Winglet sehr begrenzt, so dass die Zahl von Kulites schließlich verringert werden musste. Am Ende konnten nur drei Kulites für jeden der drei spannweitigen Schnitte eingebaut werden.

Analyse

Nachdem der Windkanal-Test durchgeführt worden war, wurden einige CFD/CSM Simulationen durchgeführt. Wie zuvor erwähnt erfolgte die Implementierung des ACM Moduls im FlowSim, nachdem das Winglet entworfen wurde. Mit dem FlowSim konnte eine die Prozesszeit beträchtlich verringert werden.

Für den ASDMAD Test wurden viele Fälle mit CFD/CSM (FlowSim) berechnet. Eine Auswahl der Fälle wurden hier in diesem Report besprochen. Weitere Resultate und Analysen sind in zu finden.

Die Übereinstimmung der CFD/CSM-Simulationsdatenmit den ETW-Windkanaldaten für Auftrieb, Nickmoment, und Rollmoment ist sehr gut.

Die Druckverteilungen sind im folgenden für die Bedingung Ma=0.80, q/E= 0.48E-06 verglichen worden (Polare 300). Etwas höhere CP's wurden auf der Oberseite des äußeren Flügel simuliert, während es sonst eine recht gute Übereinstimmung mit dem ETW gibt.

Sehr gut ist auch der Unterschied zwischen ‚starrer' und ‚flexibler' Simulation zu erkennen, und zeigt deutlich die Wichtigkeit der Strömungs-Struktur-Kopplung.

Wie zuvor erwähnt war die Zahl des Druckverteilungspunkte auf dem Winglet begrenzt. Aber aus dem Vergleich zu den Messergebnissen gibt es keine Anzeichen, dass die CFD/CSM Resultate nicht die Testergebnisse treffen.

Für ein niedriges Druck-Level (q/E= 0.34 E-6) zeigen die starren Resultate der CFD/CSM Simulationen im Vergleich mit den flexiblen Resultaten der Simulationen und der Messung wie erwartet nur kleine Unterschiede. Wenn das Druck-Level bis zu q/E= 0.60E-6 erhöht wird, werden diese Unterschiede wie erwartet größer. Es ist sehr positiv, dass die CFD/CSM Ergebnisse im Vergleich mit den Messergebnissen nur kleine und über den gesamten gemessenen Druck-Bereich ähnlich große Unterschiede zeigen. Es treten erfreulicherweise keine Divergenzen auf.

Wie erwartet verändern sich die Drücke in Abhängigkeit der verschiedenen Druck-Levels, weil die flexiblen Effekte auf dem äußeren Flügel am sichtbarsten sein sollten. Der Vergleich der simulierten und gemessenen Drücke zeigen wieder eine ziemlich gute Übereinstimmung, mit einer Ausnahme in einem bestimmten Druckschnitt. Wie erwartet vergrößern sich die Unterschiede zwischen den starren und flexiblen Simulationen für die Erhöhung von q/E.

Ähnliche Ergebnisse und Übereinstimmungen bei dem Vergleich der Drücke auf dem Flügel ergeben sich auch auf dem Winglet. Wie erwartet verringert sich der lokale Auftrieb auf dem äußeren Flügel und auf dem Winglet bei der Erhöhung der Druck-Levels, weil der Flügel mehr hochbiegt und die Flügelnase sich nach unten verwindet.

Bezüglich des Widerstandsgewinns durch das entworfene Winglet ist zu sagen, dass dieser sehr klein ausfällt. Solch ein geringer Wert ist nicht repräsentativ für ein großes Winglet, da bei der Auslegung hier die maximalen Belastungen des Exisitierenden Windkanalmodells berücksichtigt werden mussten. Außerdem war der Fokus bei diesem Projekt nicht ein gut performendes Winglet zu entwerfen, sondern eine solide Datenbasis für Validierungszwecke zu schaffen.

Zusammenfassung

In dem Arbeitspaket AP22 `Validierung' des M-Fly/Aeronext Projekt TP2 ‚Flexibler Flügel' ist ein Winglet entworfen worden, wo es im Rahmen des ASDMAD Projektes auf dem existierenden ‚HIRENASD' Flügel Anfang 2010 vermessen worden ist.

ASDMAD (Aero-Strukturelle Dynamik-Methoden für Flugzeug-Auslegung) ist ein Gemeinschaftsprojekt von Airbus und der RWTH Aachen.

Das Ziel dieses Projektes ist, Verfahren zur numerischen Direktsimulation aerostrukturdynamischer Probleme für die Entwicklungsarbeit bereit zu stellen.

Der Winglet-Entwurf wurde begrenzt durch die maximal zulässigen Lasten des Windkanalmodells und den aerodynamischen Eigenschaften des Basisflügels.

Das strömungs-struktur-gekoppelte Verfahren TAU/ACM wurde für den aerodynamischen Auslegungprozess und die Vorbereitung des Windkanaltests verwendet. Das Winglet wurde auch mit 9 Kulites an 3 verschiedenen spannartigen Schnitten ausgerüstet.

Die Vergleiche der ETW Testergebnisse von ASDMAD mit CFD/CSM Simulationen zeigen eine gute Übereinstimmung. Die Zusammenfassung aus der durchgeführten Analyse ist, dass die hier verwendeten CFD/CSM-Werkzeuge für diesen Fall erfolgreich validiert werden konnten. Weitere Validierungsarbeit der CFD/CSM Werkzeuge, die bei Airbus benutzt werden, sind erforderlich, um die Werkzeuge für den industriellen Gebrauch im Rahmen der aerodynamischen Auslegung vollständig zu qualifizieren.

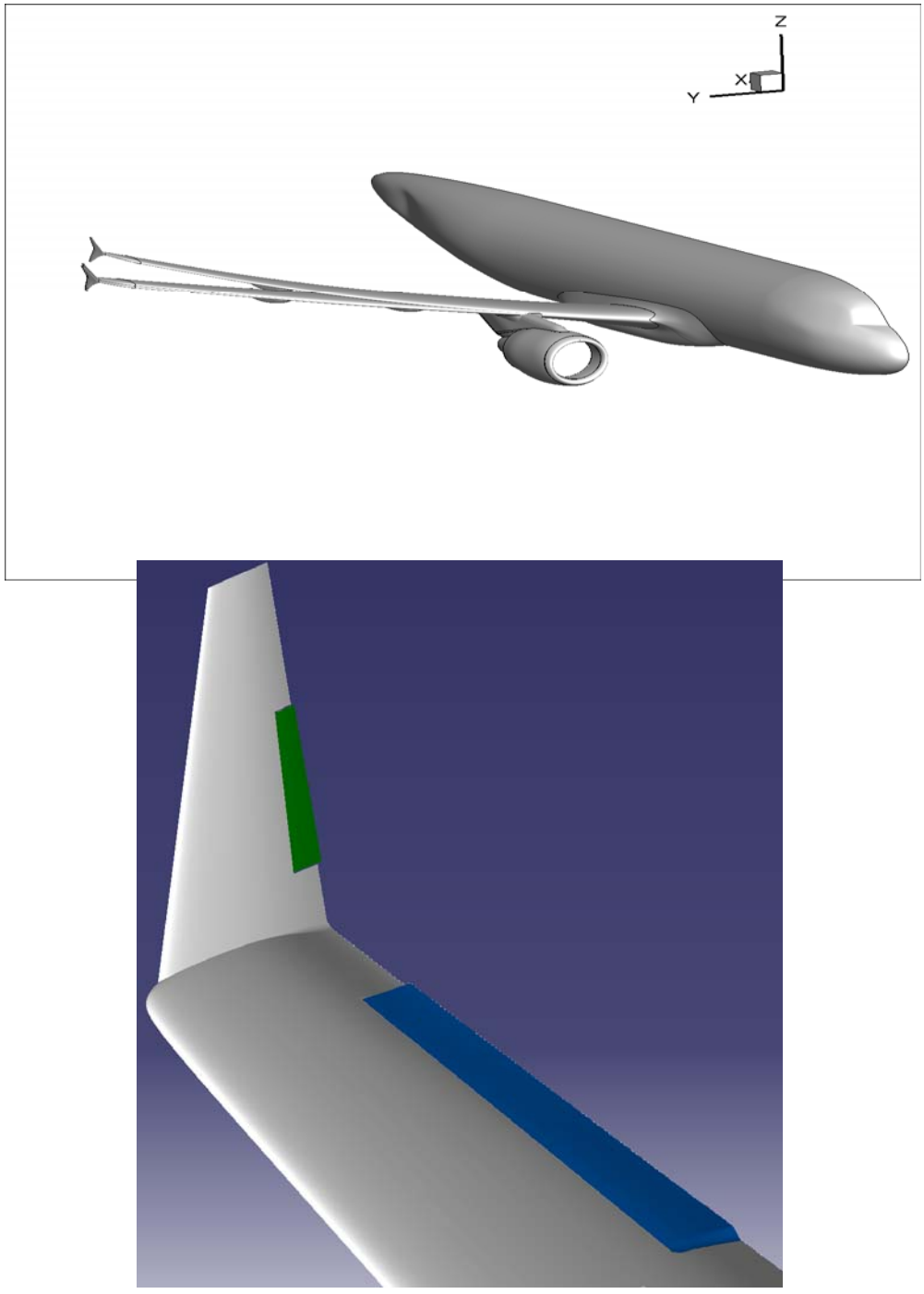


Abbildung 2-40: Starrer- 1g- and 2.5g Geometrie nach letzter Iteration der Prozesskette

Abbildung 2-41: HIRENASD Windkanal-Modell

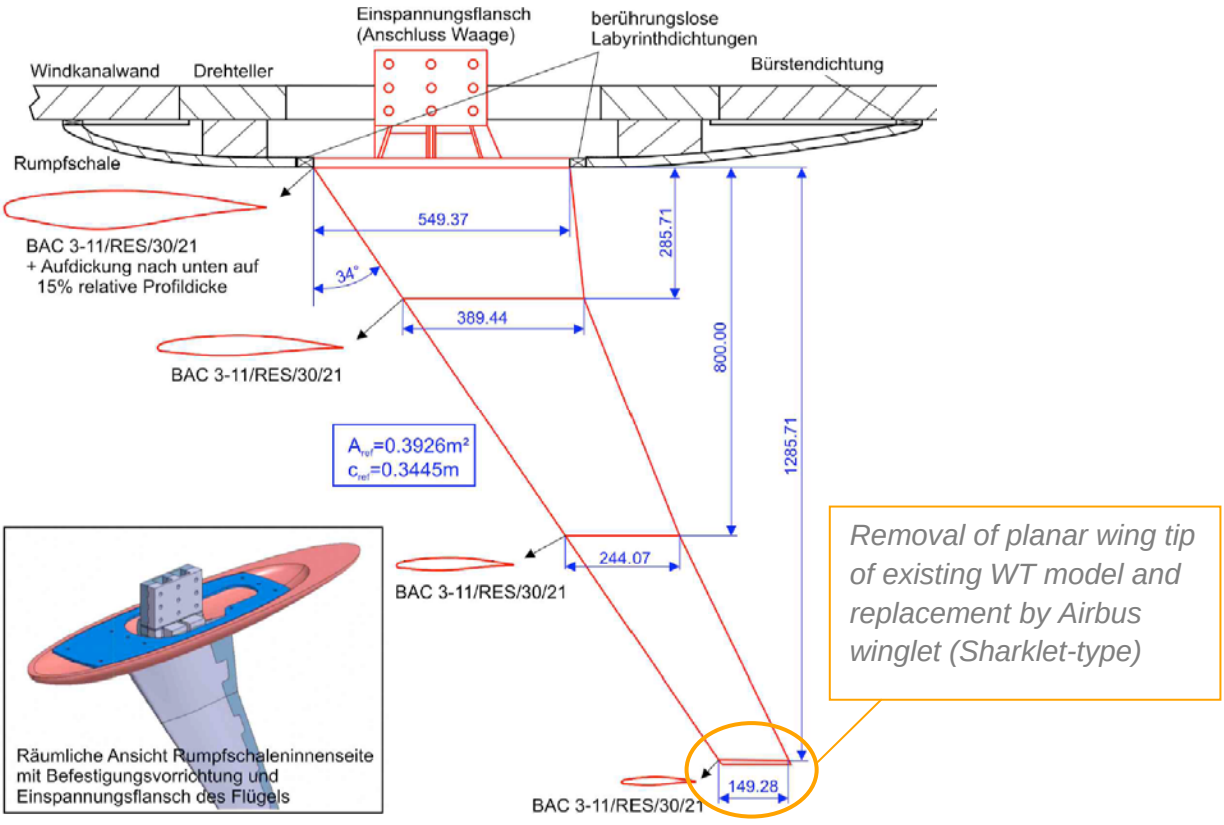


Abbildung 2-42: HIRENASD Windkanal-Modell Abmessungen

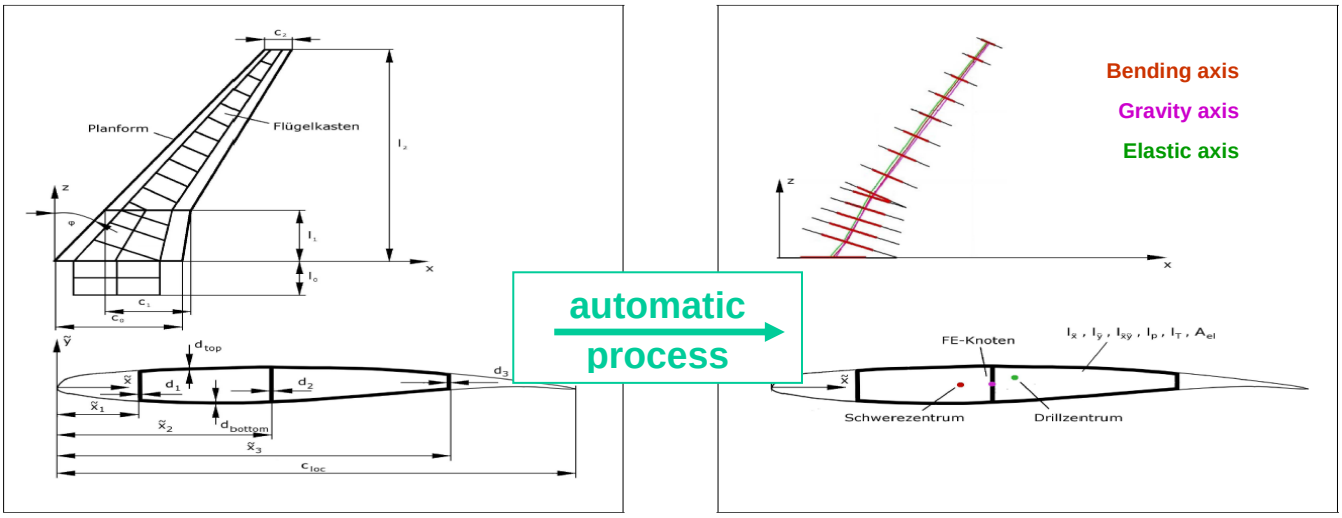


Abbildung 2-43: Strukturmodell Entwicklung

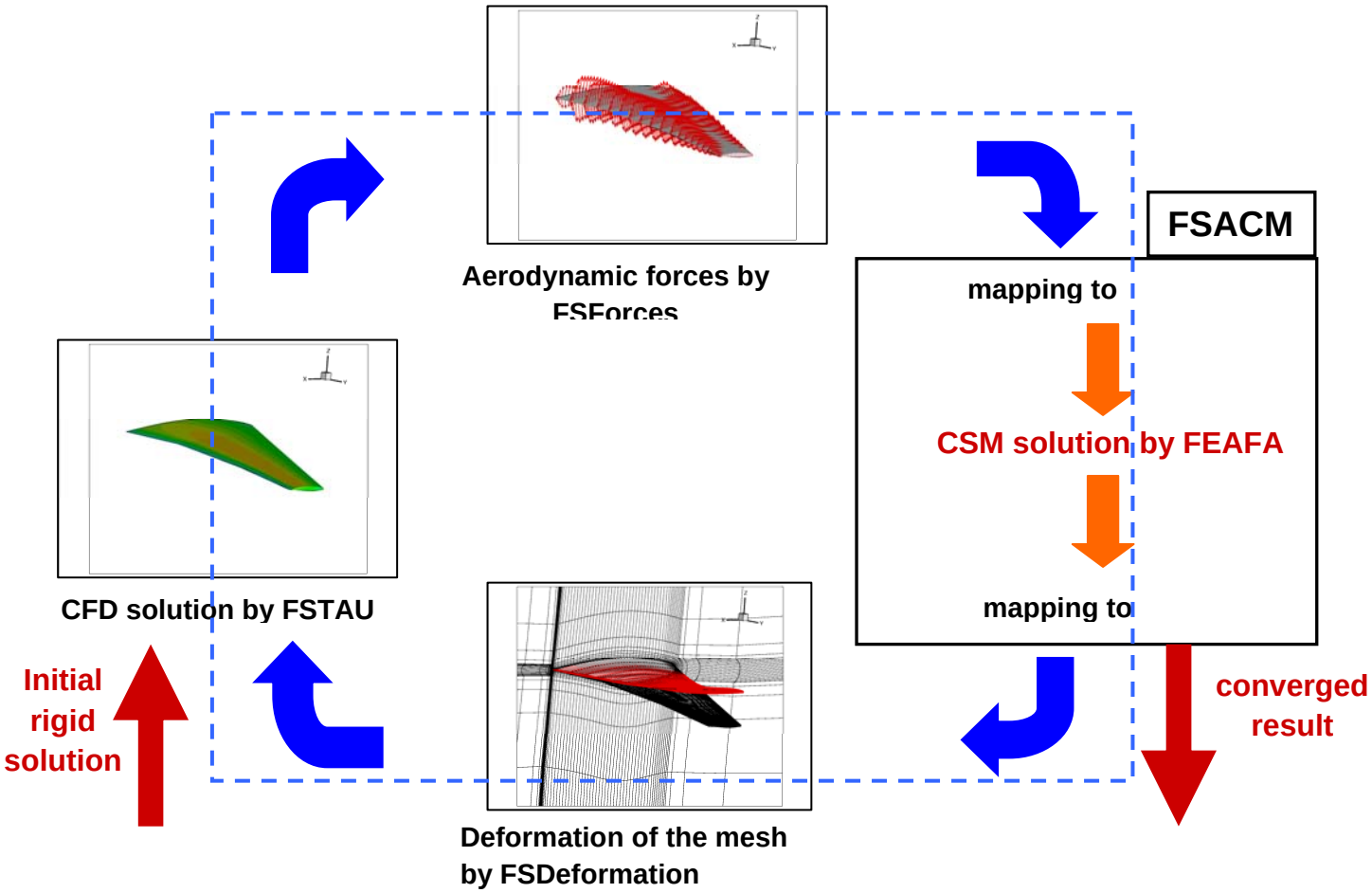


Abbildung 2-44: Aeroelastische Kopplungskette FlowSim mit FSACM

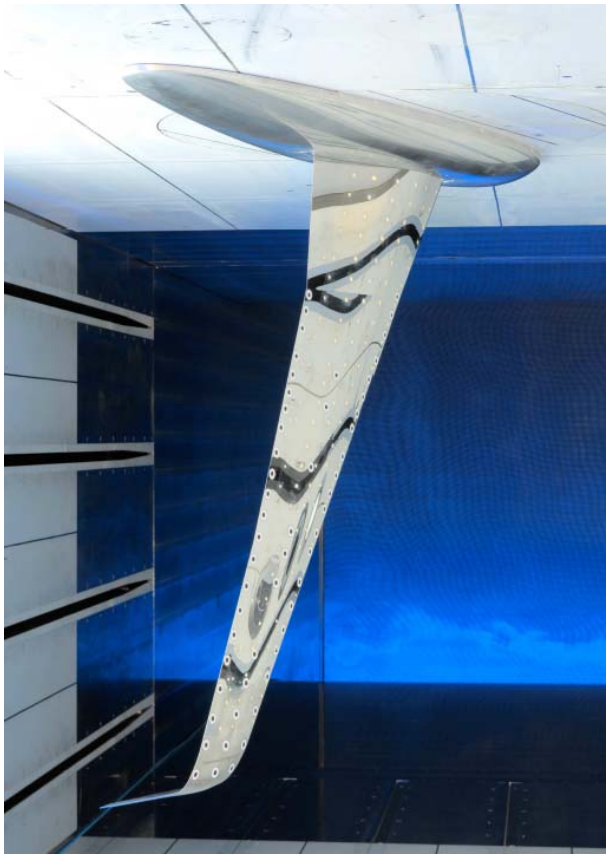


Abbildung 2-45: ASDMAD Modell Konfiguration mit Winglet

2.3 AeroNext TP3 Strömungskontrolle

Das Teilprojekt TP3 Strömungskontrolle ist in drei Arbeitspakete gegliedert:

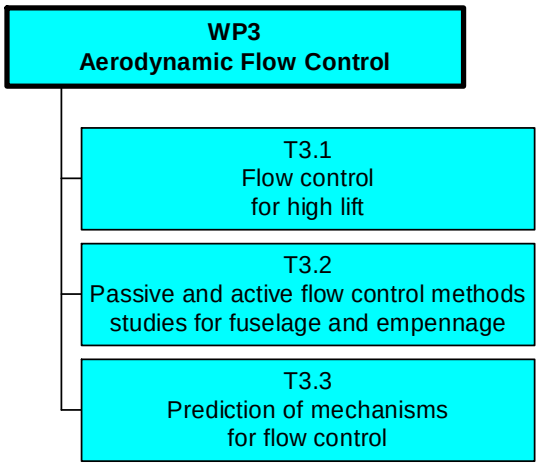


Abbildung 2-46: TP3 / WP3 Arbeitspaketstruktur und Aufgaben.

Die Ziele, umgesetzte Arbeitsweise und erreichte Ergebnisse werden im Folgenden beschrieben.

AP3.1 Hochauftriebsströmungskontrolle

In dem Arbeitspaket AP3.1 Hochauftriebsströmungskontrolle werden zwei Aufgaben bearbeitet. Dabei geht es um die Entwicklung von aktiven Strömungskontrollelementen zur Steuerung von zur Ablösung neigenden Umströmungen von Hochauftriebskomponenten. Während in Aufgabe A3.1.1 strahlaktuierte Elemente auf der Oberfläche oder Hinterkante eines Hochauftriebselementes zum Einsatz kommen werden, sollen in A3.1.2 kleine Hinterkantenhilfen technisch, auf Basis einer pneumatischen Steuerung weiterentwickelt werden.

A3.1.1 Aktive 3D Hochauftriebsströmungskontrolle

Mit dieser Aufgabe leistet Airbus Deutschland einen unterstützenden Beitrag zu den Aktivitäten im Strömungskontrollverbund (Transfer-Projekt) und zu den Aktivitäten im Sonderforschungsbereich SFB557 der TU Berlin zur Entwicklung von strahlgetriebenen Aktuatoren zur Strömungskontrolle von Hochauftriebsströmungen. Eine stets anliegende Strömung an der Hinterkantenklappe ist durch die zunehmende Verzögerung der Strömung auf der Oberseitenkontur mit zunehmenden Klappenausschlagwinkel durch Ablösung begrenzt. Damit ist auch ein maximal erreichbarer Auftriebsbeiwert limitiert. Eine gewöhnliche Einfachspaltklappe erreicht diesen Zustand bei einem Ausschlagwinkel von ungefähr 35 Grad. Weiterhin sind auch bereits ab einem Ausschlagwinkel oberhalb von 25 Grad erhöhte Anforderungen an die Klappenströmung gestellt. Sie neigt bereits in diesem

Winkelbereich zur Ablösung, da der Spalt zwischen hinterer Flügelkontur und Klappe bereits sehr klein ist.

Arbeitsziel

Mit der dieser Aufgabe wird das Ziel verfolgt, die strahlaktuierten Kontrollelemente auf der Hinterkanten klappe so anzuordnen und zu betreiben, dass die Klappe für Ausschlagwinkel oberhalb von 25 Grad eine sicher angelegte Strömung produzieren kann und darüber hinaus die aerodynamische Leistung der Klappe im linearen Bereich und für den Maximalauftrieb verbessern kann. Die im Experiment erarbeiteten Ergebnisse sollen auch die Validierung von aerodynamischen numerischen Rechnungen unterstützen.

- Verbesserung der Auftriebsleistung im linearen Bereich und im Maximum für größere Ausschlagwinkel der Hinterkantenklappe ohne Ablösung für den Hochauftriebsflügel
- Bereitstellung der experimentellen Ergebnisse aus den Strömungskontrollversuchen für CFD Code Validierung von gesteuerten Hochauftriebsströmungen

Arbeitsbeschreibung

- Auswahl einer Zielkonfiguration für Windkanaluntersuchungen im z.B. LSWT Bremen auf einem derzeit gebauten Modell
- Durchführung und Auswertung von CFD Rechnungen für die angestrebte Zielkonfiguration, Überprüfung des Windkanalprogramms mit Schwerpunkt auf die Untersuchung kritischer Parameterbereiche mit Strömungsablösung, Test der Strömungskontrolltechnik
- Durchführung und Auswertung von CFD Rechnungen an der Zielkonfiguration mit Anwendung der Strömungskontrollelemente
- Durchführung eines Windkanalversuches auf der Zielkonfiguration mit Einsatz der Strömungskontrollelemente z.B. im LSWT Bremen
- Analyse der Windkanalergebnisse und Vergleich mit den CFD Ergebnissen
- Definition eines Strömungskontrollsystems für eine Anwendung auf einer realen Flugzeugkonfiguration und Abschätzung des Einflusses auf System und Struktur (Gewicht, Komplexität, usw.)
- Bestimmung des aerodynamischen Nutzens gegenüber Systemerweiterung und Gewichtzunahme bei Gesamtbetrachtung einer realen Flugzeugkonfiguration

Arbeitsergebnisse

- Validiertes Strömungskontrollkonzept für eine Hochauftriebshinterkantenklappe
- Bereitstellung von Windkanalergebnissen zur Strömungskontrolle von Hochauftriebsströmungen an der Hinterkantenklappe für CFD Rechnungen ohne und mit eingeschalteter Strömungskontrolle

Ergebnisse zu Aktive 3D Hochauftriebsströmungskontrolle

Eine stets anliegende Strömung an der Hinterkantenklappe ist durch die zunehmende Verzögerung der Strömung auf der Oberseitenkontur mit zunehmenden Klappenausschlagwinkel gekennzeichnet. Eine gewöhnliche Einfachspaltklappe erreicht einen ablösenahen Zustand bei einem Ausschlagwinkel von ungefähr 35 Grad.

In A3.1.1 wurde daher untersucht, ob geeignet auf der Klappe angebrachte Strömungskontrollelemente so betrieben werden können, dass die Klappe für Ausschlagwinkel oberhalb von 25 Grad eine sicher angelegte Strömung produzieren kann und darüber hinaus die aerodynamische Leistung der Klappe im linearen Bereich und für den Maximalauftrieb verbessern kann. Dazu wurden zwei Messkampagnen im Airbus Bremen Kanal durchgeführt, die sowohl als experimenteller Nachweis der obigen Konzepte dienten, als auch wesentliche Daten zur Validierung von numerischen Rechnungen lieferten.

Das Windkanalmodell und die Messzeit und Infrastruktur wurden von Airbus bereitgestellt, alle A3.1.1 Arbeiten wurden in enger Abstimmung mit der TU Berlin durchgeführt. Die TU Berlin entwickelte unter Einbeziehung von Arbeiten im DFG geförderten Transferbereich von SFB557 die Strömungskontrolltechnologie und Hardware für die Klappe. Die Versuche wurden von beiden Partnern durchgeführt und gemeinsam analysiert.

Um die einzelnen Komponenten zu erproben und geeignete Parameter zur Anwendung der Strömungskontrolle für einen effizienten Ablauf des 2. Testes zu ermitteln, wurde ein Referenzwindkanalversuch (Abbildung 2-48: Windkanalmodell im B-LSWT ohne Strömungskontrolle durchgeführt. Dieser fand in 2008 statt, wesentliche Arbeitsschritte waren wie folgt:

- Erstellung eines „request for test“ RFT-Dokumentes und Vorbereitung des Windkanals
- Modellumbauten und Einbau in Kanal
- Messungen ohne Strömungskontrolle im Sommer 2008
- begleitende 3D CFD Rechnungen in 2008

Parallel dazu und unter Einbeziehung der in 2008 erzeugten Referenzdaten durch Airbus und TU Berlin, entwickelte die TU Berlin die Strömungskontrollhardware für die Klappe. Für den Windkanaltest mit Strömungskontrolle in 2009 gab es folgende Arbeitspakete:

- Einbau der umgebauten Klappe in das Windkanalmodell
- Erprobung der Strömungskontrollhardware und software Ansteuerung

- Testdurchführung durch Airbus im hauseigenen Windkanal in Bremen
- Analyse und Bewertung in Bezug auf industrielle Fortsetzungen gegen Ende dieses Vorhabens

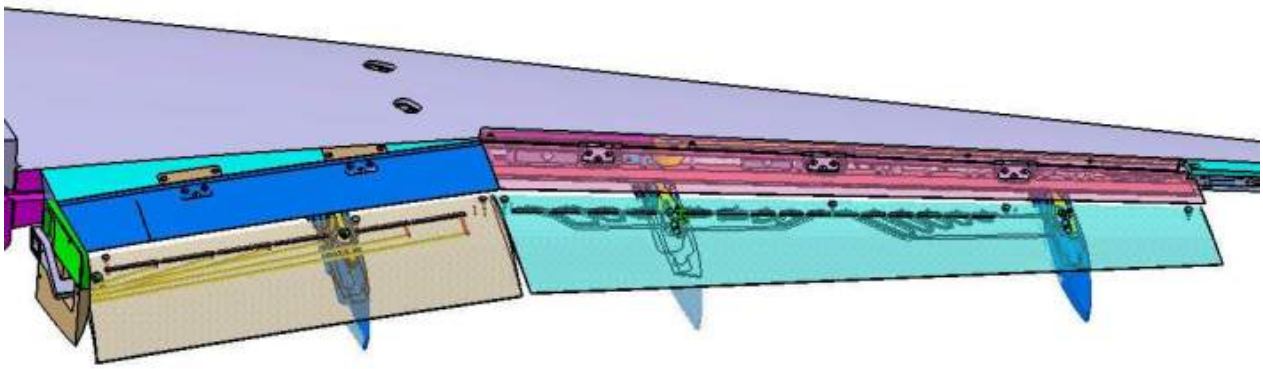


Abbildung 2-47: Industrieller Flügel in Hochauftriebskonfiguration

Abbildung 2-48: Windkanalmodell im B-LSWT

Die wesentlichen Schlussfolgerungen aus diesem Windkanaltest sind:

- Der Airbus Bremen Kanal konnte erstmalig (unter Nutzung der Techniken der TU Berlin) für Strömungskontrollanwendungen erprobt und dadurch qualifiziert werden
- Der prinzipielle Nachweis, dass Strömungskontrolle die Ablöseneigung an einem industriellen Flügellayout beeinflusst, wurde erfolgreich erbracht

- Es wurden detaillierte Untersuchungen zu Strömungskontrollparametern durchgeführt
  - kontinuierliches, gepulstes Ausblasen; synthetischer Modus (zero Netto Massenstrom)
  - duty cycle Untersuchungen
  - Einfluss dieser Parametervariationen auf den Auftrieb
  - Einfluss der Position der Ausblase-Schlitze
- Diese detaillierten Daten wurden sowohl in AP3.3 als auch im Rahmen des SFB557 von der TU Berlin (in Abstimmung mit Airbus und DLR) numerisch analysiert
- Pulsiertes Ausblasen ist eine geeignete Technik, um die Ablöseneigung an einem industriellen Flügelmodell zu verringern
- Der Test wurde zwar bei kleinen Re Zahlen durchgeführt (kanalbedingt), die Machzahl ist jedoch für den Landeanflug repräsentativ
- Der Auftrieb konnte über einen großen Anstellwinkelbereich gesteigert werden, dazu war nur moderater Energieaufwand (für die Strömungskontrolle) nötig.

A3.1.2 Hochauftriebsströmungskontrolle mittels Pneumatischer Mini-TEDs

Mittels zusätzlicher Elemente an der Hinterkante, sog. Trailing Edge Device (TED) wird die Profilumströmung beeinflusst, so dass z.B. zusätzlicher Auftrieb erzeugt werden kann. Mechanische Elemente wurden in den letzten Jahren in vielen Forschungsprojekten untersucht und in der Praxis getestet. Ein Nachteil dieser mechanischen Elemente ist das zusätzliche Gewicht und der zusätzliche Aufwand für die Aktuierung. Analytische und experimentelle Untersuchungen zeigen, dass ein Ersatz des mechanischen durch ein pneumatisches System möglich ist.

Arbeitsziel

Ziel der Untersuchungen ist es, eine Zirkulationskontrolle durch Absaugung an der Hinterkante zu erreichen, um Auftrieb und Widerstand zu beeinflussen. Darüber hinaus werden noch mechanische Kleinelemente eingesetzt, z.B. Gurney-Klappen, um pneumatisch und mechanisch arbeitende Akuatoren in ihrer Wirksamkeit und Leistung miteinander zu vergleichen.

- Ersatz der mechanischen TED-Systeme durch pneumatisch arbeiten TED-Akutatoren auf der Basis von Absaugung

Arbeitsbeschreibung

- Experimentelle Untersuchungen des Einflusses der Absaugung an der Hinterkante auf Auftrieb und Widerstand
- Bestimmung der Druckverteilung als eine Funktion des Anstellwinkels und der Absaugerate
- Grenzschicht- und Nachlaufmessungen mit Hitzdrahtmesstechnik, Laser Doppler Anemometrie (LDA) und Particle Image Velocimetry (PIV)
- Vergleich der Wirkungsweise und Effizienz von pneumatisch und vergleichbar mechanisch arbeitenden Aktuatoren
- Optimierung der Absauggeräte mit Blick auf Auftrieb und Widerstand

Erzielte Arbeitsergebnisse

- Bestimmung der Leistung und effizienten Wirkungsweise von pneumatisch im Vergleich zu mechanisch arbeitenden Aktuatoren an der Hinterkante zur Verbesserung des aerodynamischen Verhaltens (Zirkulationskontrolle am Hochauftriebssystem durch Absaugung an der Hinterkante)

Im AP 3.1.2 bearbeitete die TU Dresden (im Unterauftrag von Airbus) das Thema „Pneumatische Strömungskontrolltechniken an Hinterkanten“. Es ging dabei um die günstige Beeinflussung der Umströmung einer Hochauftriebskonfiguration durch Absaugen direkt an der Hinterkante eines Flügelelementes (Pneumatic Mini-TEDs) bzw. Ausblasen an ablösekritischen Positionen.

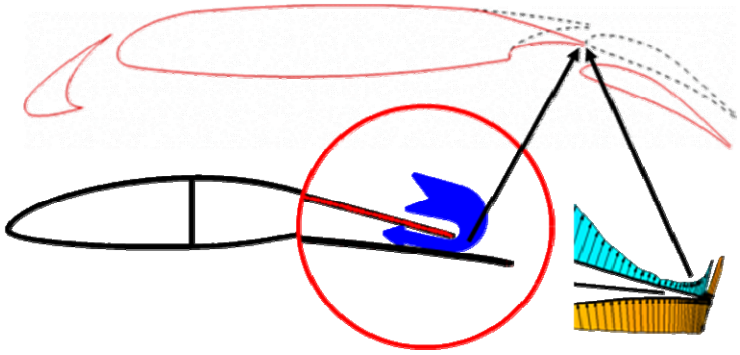


Abbildung 2-49: Prinzipieller Aufbau der pneumatischen Mini-TED Konfiguration

<u>Task 1 Aufbau eines geeigneten 2D Windkanalmodells und Vermessung der Effektivität der pneumatischen Strömungskontrolltechniken auf Spoiler und Hinterkantenklappe</u>

Das dazu nötige Wissen konnte die TU Dresden im Rahmen intensiver Vorarbeiten aus der Akademischen Fliegergruppe bereitstellen, in denen Auftriebssteuerung und Auftriebssteigerung durch spannweitige Absaugung an der Tragflügelhinterkante nachgewiesen werden konnten.

Ziel der hier berichteten Untersuchungen ist die Übertragung der zum Teil sehr vielversprechenden Ergebnisse auf die Hochauftriebskonfiguration von Verkehrsflugzeugen bei vollständig turbulenter Umströmung. Ein Gesamtauftriebszuwachs soll hier durch die Verstärkung der Zirkulation am Hauptelement (abgesenkter Spoiler) in Verbindung mit einer stärker ausgeschlagenen Spaltklappe erreicht werden. Es stellt sich dann aber ein ablösekritischer Knick an der Spoiler-Lagerung ein. Die Aktivitäten zur Strömungsbeeinflussung verfolgten das Ziel, die Strömung an dieser Stelle durch Ausblasen bzw. Absaugen zu stabilisieren. Das kann zum einen durch kontinuierliches oder gepulstes Ausblasen energiereichen Fluids in die Grenzschicht erfolgen. Zum anderen haben aber die Vorarbeiten am Laminarprofil gezeigt, dass eine Absaugung an der Hinterkante die Strömung einen gewissen Bereich stromauf angelegt halten kann. Außerdem wird ein vorgegebener Auftriebszuwachs mit geringerem Spoilerausschlag erreicht, wodurch der Knick in der Kontur weniger kritisch ausfällt.

Nach einer Konzeptphase in 2007 wurden in 2008 umfangreiche Modellentwürfe, -konstruktionen und -fertigungen wie folgt durchgeführt:

- Entwurf und Bau eines zwei-elementigen 2D Modells aufbauend auf der von den Partnern im Strömungskontrollverbund von M-Fly verwendeten FNG-Profil
- Anpassung an Erfordernisse für den Niedergeschwindigkeitswindkanal (NWK) der TU Dresden
- Modellbesonderheiten für die A3.1.2 Thematik:
    - verstellbarer, absenkbarer Spoiler
    - Absaugschlitz an der Hinterkante sowie Ausblasschlitze im Kinkbereich
    - Ventile im Inneren des Modells ermöglichen ein gepulstes Ausblasen, sodass der im Mittel erforderliche Massenstrom zum Absaugen verringert und optimiert werden kann.

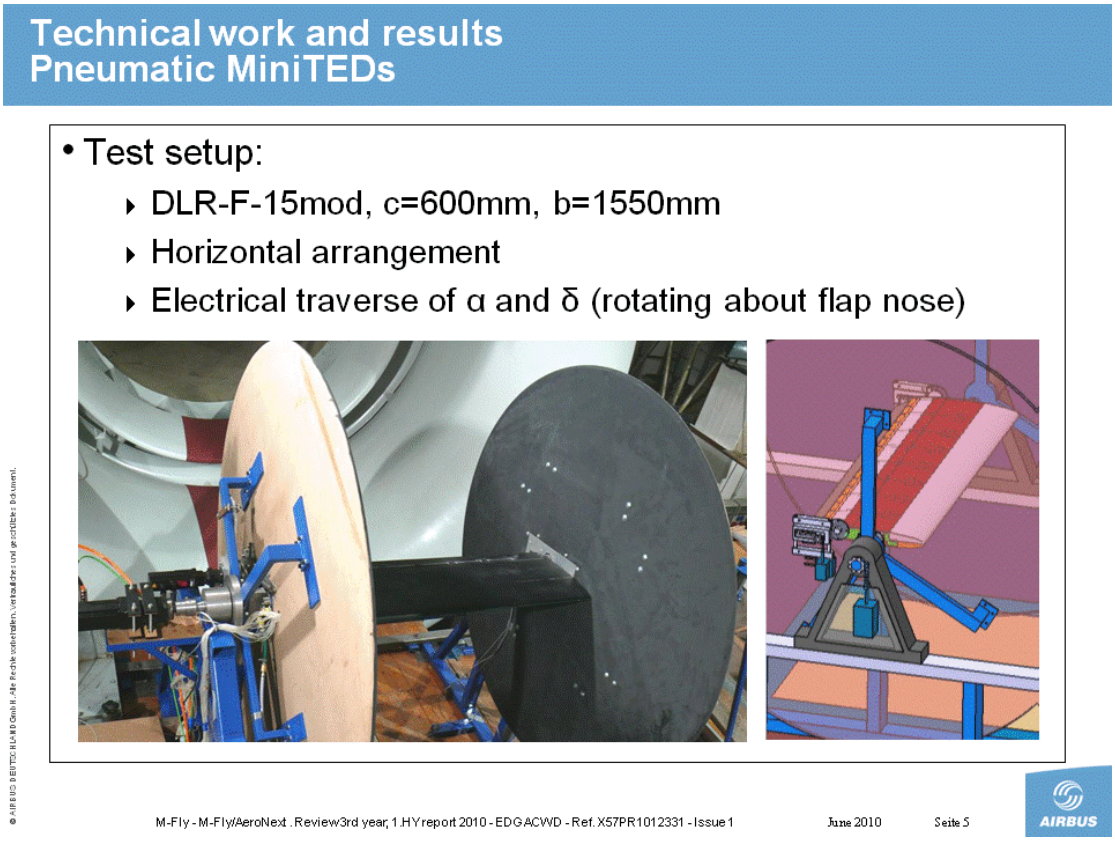
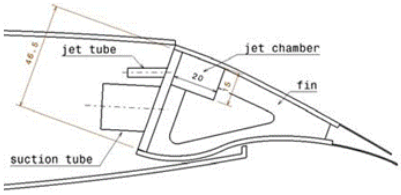
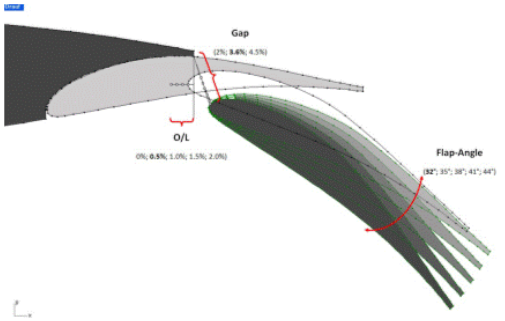


Abbildung 2-50: 2D Windkanalmodellaufbau und Steuerung im NWK (Niedergeschwindigkeitswindkanal der TU Dresden) zur Anwendung der der pneumatischen Strömungskontrolle an Flügelhinterkante, Spoiler und Hinterkantenklappe.

Technical work and results
Pneumatic MiniTEDs

- Test equipment:
  - 200 pressure tabs for lift measurement
  - Traveresed pitot rake in the wake
  - Inst. pressure sensors and hot film arrays (IW) on flap
- Basic configuration:
  - 2e-Ref (35°)
  - 2e-Ref_dF+10 (45°)

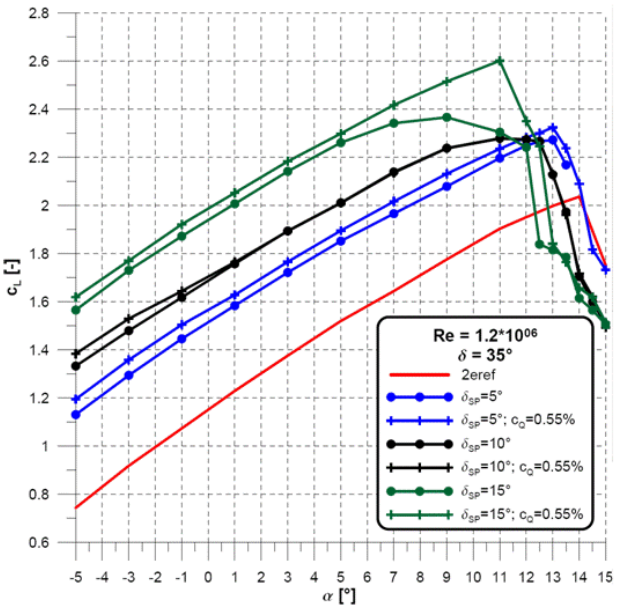




© AIRBUS DEUTSCHLAND GmbH. Alle Rechte vorbehalten. Weitergabe an Dritte nur gestattet.

Technical work and results
Pneumatic MiniTEDs

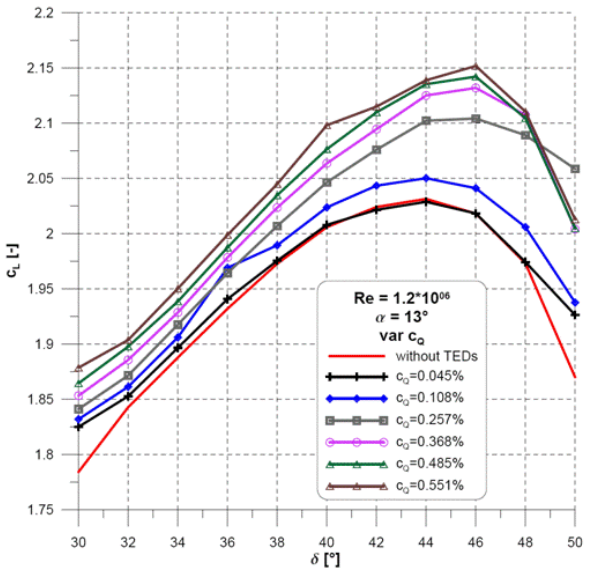
- Change of lift curve.
  - Varying spoiler Settings (droop)
  - **Suction** off/on
  - Flap angle constant with respect to spoiler



© AIRBUS DEUTSCHLAND GmbH. Alle Rechte vorbehalten. Weitergabe an Dritte nur gestattet.

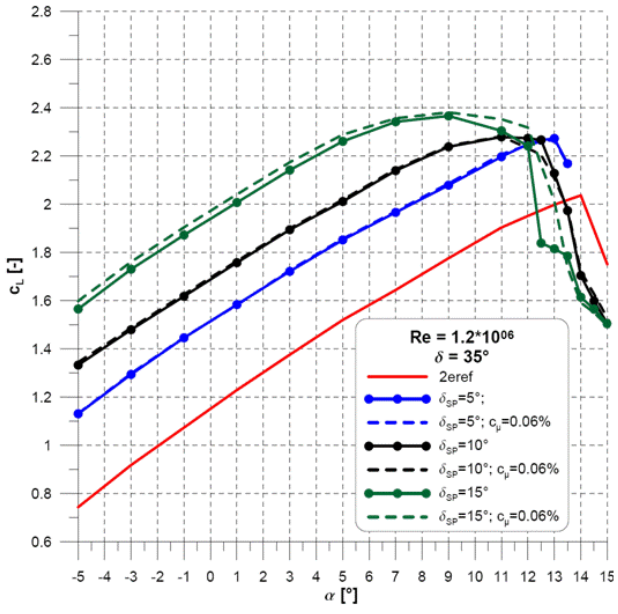
Technical work and results
Pneumatic MiniTEDs

- Change of lift curve.
  - Varying **Suction** rate
  - No spoiler droop
  - Flap angle constant



Technical work and results
Pneumatic MiniTEDs

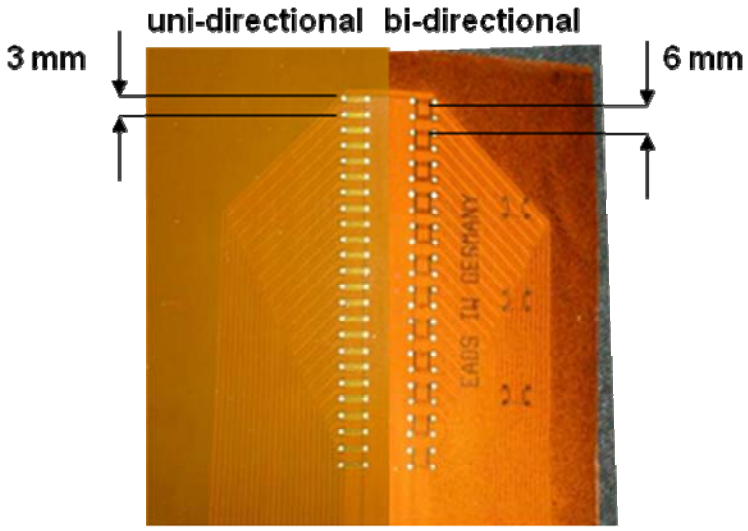
- Change of lift curve.
  - Varying spoiler Settings (droop)
  - **Blowing** off/on
  - Flap angle constant with respect to spoiler



Gegen Ende 2008 wurden die Komponentenerprobungen erfolgreich durchgeführt, so dass der eigentliche Strömungskontrolltest in 2009 stattfand. Die Analyse der Windkanaldaten wurde in Anfang 2010 abgeschlossen.

Task 2 Heißfilmmessungen und optimierte Heißfilmanordnungen

Parallel dazu wurden bei EADS-IW Heißfilmtechniken weiterentwickelt. Das Ziel dieser Kooperation zwischen IW und TU Dresden war die Entwicklung und Erprobung von bi-direktionalen Ablösesensoren auf der Klappe des TU Dresden Modelles. Mit geeichten Sensoren kann sowohl die Strömungsrichtung (wegen der Bi-Direktionalität des Sensorfeldes) als auch (auf Basis der Eichung) die absolute Größe der Wandschubspannung ermittelt werden.

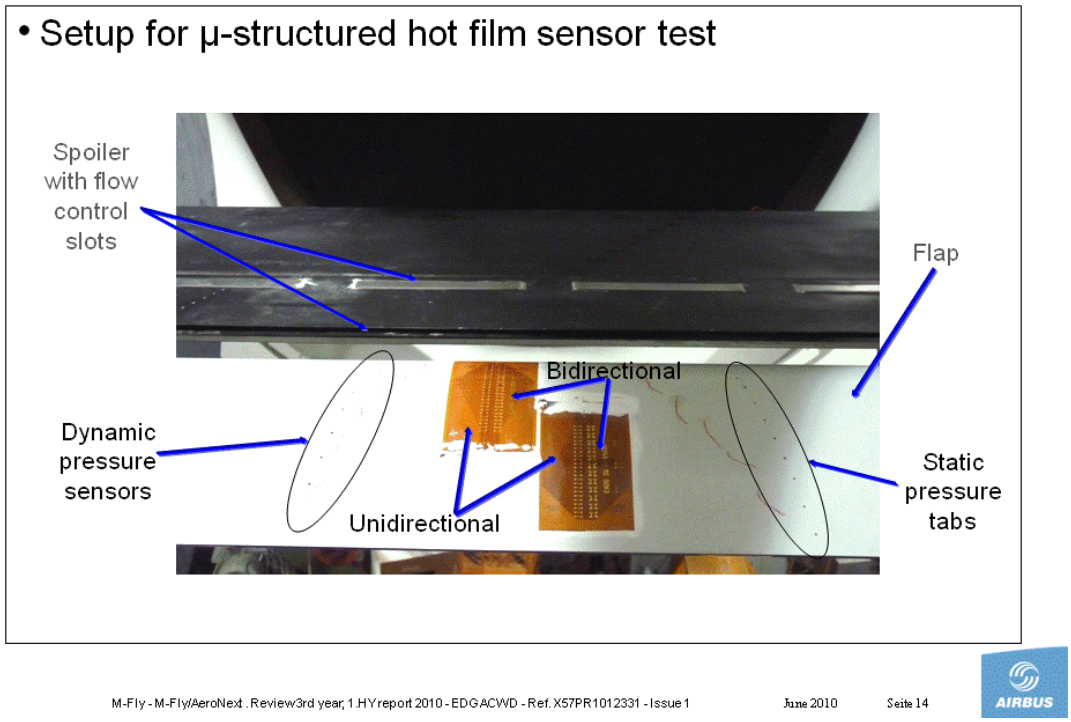


[EADS-IW, K. Bauer]

Abbildung 2-51: EADS-IW Heissfilm Layout

Die TU Dresden integrierte zusammen mit EADS-IW diese Form der Heißfilme und führte die dazugehörigen Windkanalmessungen im NWK der TU Dresden durch:

Technical work and results
Pneumatic MiniTEDs / EADS-IW



EADS-IW brachte folgendes Arbeiten in die Kooperation ein:

- Sensortechnologie für instationäre Messungen auf der Klappe
  - 8 kulite Drucksensoren
  - Uni- und bi-direktionale Heißfilm arrays
  - 64 von 96 Heißfilme operieren simultan
  - Ausrüstung über die komplette Klappentiefe
  - Ferngesteuerte Eichung
  - Intelligente Kabelzuführung
- Detektion aller Ablösephänomene
  - Messung der Wandschubspannung und Strömungsrichtung

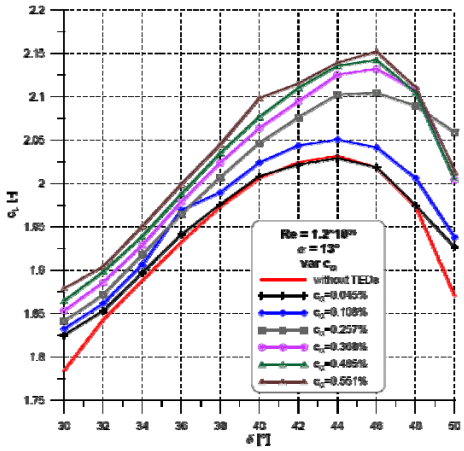


Abbildung 2-52: Abhängigkeit: Auftriebssteigerung von cq

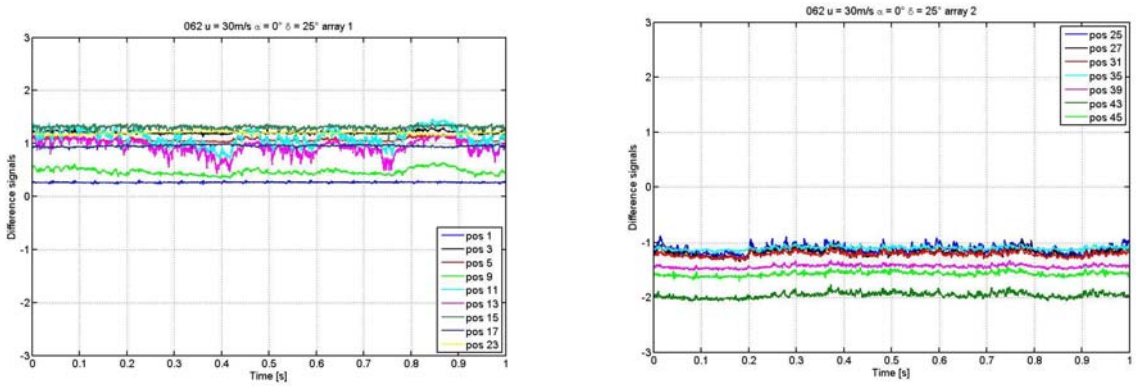


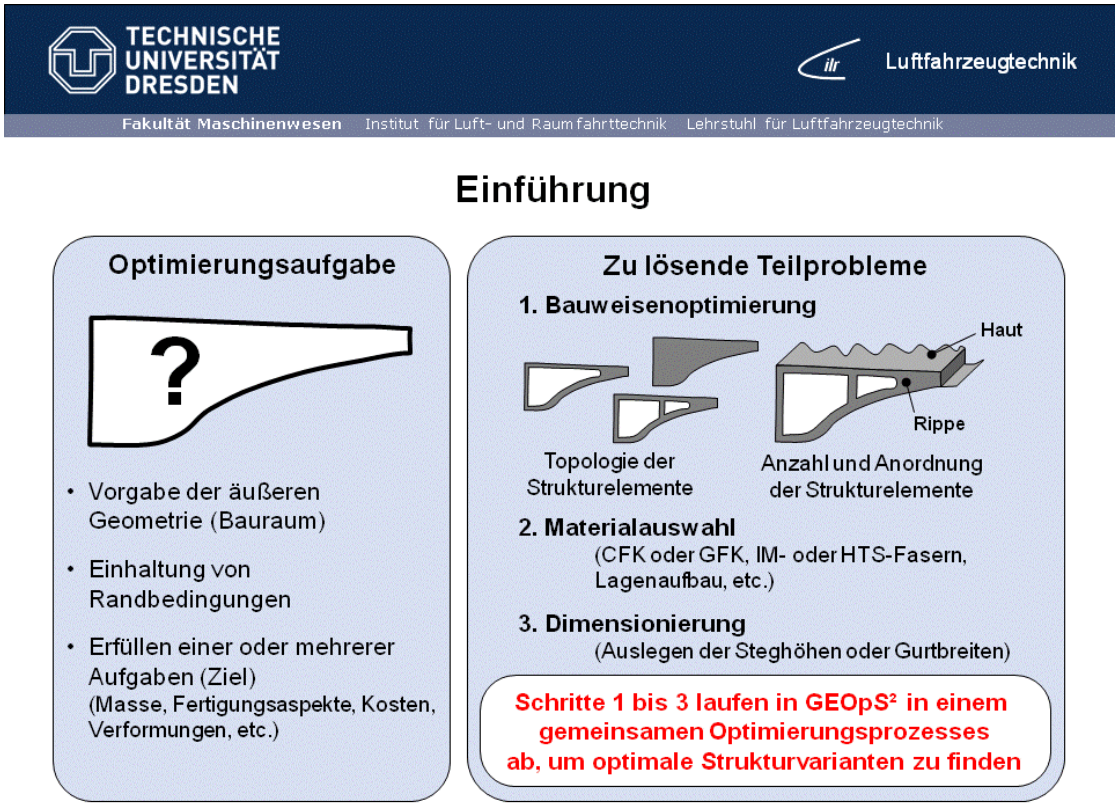
Abbildung 2-53: Ablöseeffekte am Heißfilmsensor

Task 3 Strukturoptimierung der TU Dresden, ILR.

Neben diesen aerodynamischen Untersuchungen am 2D Windkanalmodell wurden darüber hinaus strukturelle Untersuchungen an einem auf Flugzeuglevel skalierten FEM Modell einer Flügelhinterkante mit integriertem Spoiler und Hinterkantenklappe durchgeführt. Hierbei lag der Fokus optimierte Struktur- und Bauweisenkonzepte zu evaluieren, um ein derartiges pneumatisches Strömungskontrollkonzept auszulegen und integrieren zu können.

Auszugsweise sind hier einige Ergebnisse aus einer Präsentation von einem Review Meeting Juni 2009 gezeigt. Weiterhin wurde von der TU Dresden, ILR, ein ausführlicher technischer Bericht erstellt, der als *confidential* deklariert ist. Die erzielten Ergebnisse könnten noch für mögliche Anmeldungen von IPs wichtig werden.

In den folgenden Abbildungen wird die grundsätzliche Vorgehensweise der TU Dresden beschrieben, um optimierte Lösungen evolutionär zu identifizieren und bewerten zu können.

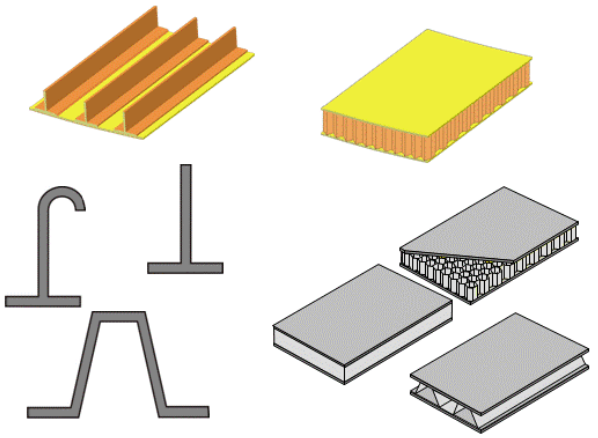


TECHNISCHE UNIVERSITÄT DRESDEN
Luftfahrzeugtechnik
Fakultät Maschinenwesen Institut für Luft- und Raumfahrttechnik Lehrstuhl für Luftfahrzeugtechnik

Einführung

Strukturdatenbank

Beispiele für Strukturkonzepte



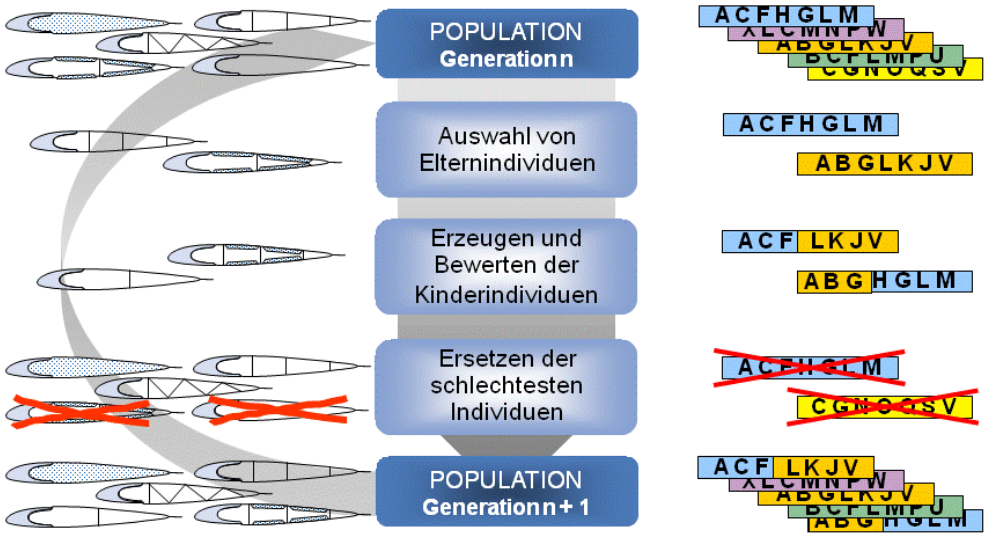
Bauweisenkonzepte
aus Strukturdatenbank
(siehe Beispiele)

Versteifungselemente
verschiedene Querschnitts-geometrien (Ω,T,J, …)
verschiedene Sandwichkerne
(Honigwaben, Schäume, …)

Laminataufbau von Haut und Versteifungselementen
Schichtanzahl
Orientierungen

TECHNISCHE UNIVERSITÄT DRESDEN
Luftfahrzeugtechnik
Fakultät Maschinenwesen Institut für Luft- und Raumfahrttechnik Lehrstuhl für Luftfahrzeugtechnik

Bauweisen- und Strukturoptimierung mittels Evolutionärer Algorithmen



TECHNISCHE UNIVERSITÄT DRESDEN — Luftfahrzeugtechnik

Fakultät Maschinenwesen Institut für Luft- und Raumfahrttechnik Lehrstuhl für Luftfahrzeugtechnik

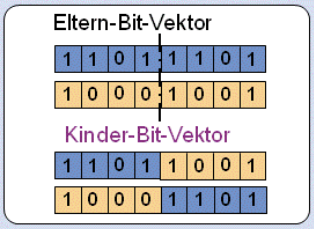
Bauweisen- und Strukturoptimierung mittels Evolutionärer Algorithmen

Paralleler Einsatz von verschiedenen Evolutionären Algorithmen

Genetische Algorithmen
Binäre Kodierung

Probleme:
Diskrete Entwurfsparameter und Kombinatorik

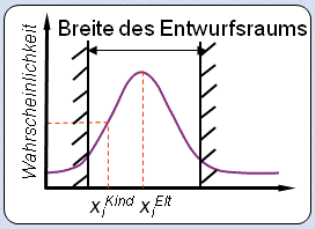
Wichtigste Operatoren:
Crossover, Mutation



Evolutionsstrategien
Reelle Kodierung

Probleme:
Kombination von kontinuierlichen und diskreten Entwurfsparametern

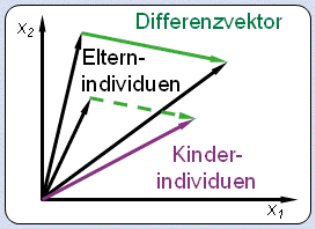
Wichtigste Operatoren:
Mutation, Rekombination



Differenzielle Evolution
Reelle Kodierung

Probleme:
Kontinuierliche Entwurfsparameter and lokale Suche

Wichtigste Operatoren:
Mutation, Rekombination



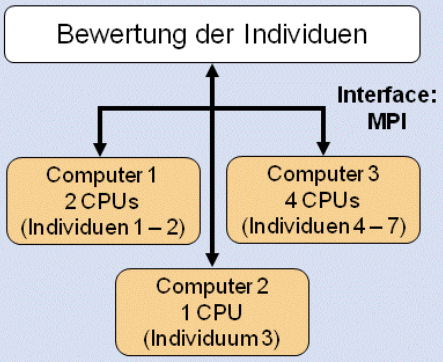
TECHNISCHE UNIVERSITÄT DRESDEN — Luftfahrzeugtechnik

Fakultät Maschinenwesen Institut für Luft- und Raumfahrttechnik Lehrstuhl für Luftfahrzeugtechnik

Bauweisen- und Strukturoptimierung mittels Evolutionärer Algorithmen

Verfahren zur Beschleunigung der Optimierungsrechnungen

Parallele Bewertung von Individuen

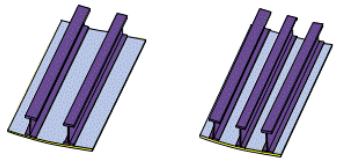


Parallele Bewertung von 7 Individuen

Entwurfsraumanpassung

Entwurfsraum beim Start:
0 – 5 Versteifungen

Beste Individuen nach 50 Generationen:
2 – 3 Versteifungen

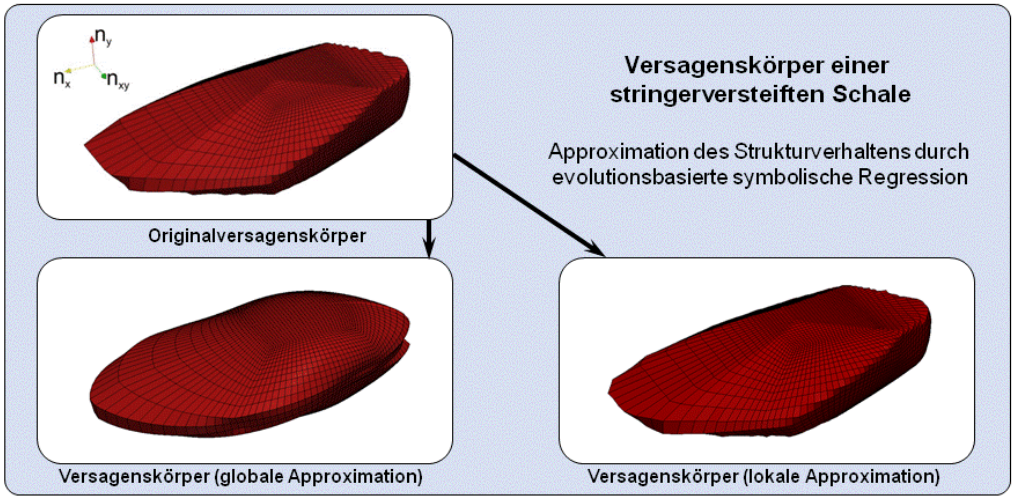


Angepasster Entwurfsraum:
1 – 4 Versteifungen

TECHNISCHE UNIVERSITÄT DRESDEN
Fakultät Maschinenwesen Institut für Luft- und Raumfahrttechnik Lehrstuhl für Luftfahrzeugtechnik
ilr Luftfahrzeugtechnik

Bauweisen- und Strukturoptimierung mittels Evolutionärer Algorithmen

Approximation der Zielfunktion mittels ESR



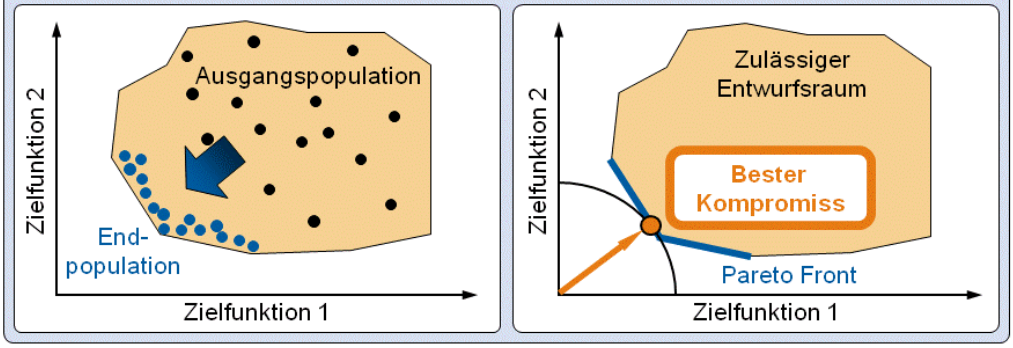
TECHNISCHE UNIVERSITÄT DRESDEN
Fakultät Maschinenwesen Institut für Luft- und Raumfahrttechnik Lehrstuhl für Luftfahrzeugtechnik
ilr Luftfahrzeugtechnik

Bauweisen- und Strukturoptimierung mittels Evolutionärer Algorithmen

Mehrzieloptimierung

Ergebnis: Satz von nicht-dominierten pareto-optimalen Lösungen

Dominanz Kriterium: $\mathbf{f}_1(\mathbf{x}_i) \geq \mathbf{f}_1(\mathbf{x}_j) \wedge \mathbf{f}_2(\mathbf{x}_i) \geq \mathbf{f}_2(\mathbf{x}_j) \wedge \ldots \wedge \mathbf{f}_q(\mathbf{x}_i) \geq \mathbf{f}_q(\mathbf{x}_j)$
$\wedge \exists k \in \{1,2,..,q\} \quad mit \quad \mathbf{f}_k(\mathbf{x}_i) > \mathbf{f}_k(\mathbf{x}_j)$



TECHNISCHE UNIVERSITÄT DRESDEN
Fakultät Maschinenwesen Institut für Luft- und Raumfahrttechnik Lehrstuhl für Luftfahrzeugtechnik
ilr Luftfahrzeugtechnik

Optimierungsbeispiel: Aktive Hinterkantenklappen

Entwurfsraum:

$$x = \begin{Bmatrix} \text{Aktuatorpositionen} \\ \text{Laminataufbau} \end{Bmatrix}$$

Ziel:

$$\mathbf{f}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} \text{Gewicht} \\ \text{Aktuatoranzahl} \end{bmatrix} \rightarrow \min$$

Restriktionen:
(bzgl. Festigkeit und Verformung)

$$\mathbf{g}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} \varepsilon_{zul} - \varepsilon(\mathbf{x}) \\ \varphi_{zul} - \varphi(\mathbf{x}) \end{bmatrix} \geq \mathbf{0}$$

TECHNISCHE UNIVERSITÄT DRESDEN
Fakultät Maschinenwesen Institut für Luft- und Raumfahrttechnik Lehrstuhl für Luftfahrzeugtechnik
ilr Luftfahrzeugtechnik

Optimierungsbeispiel: Aktive Spoilerhinterkante

Entwurfsraum:

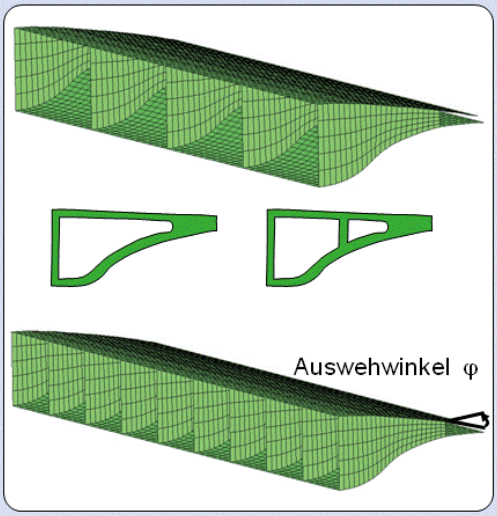
$$x = \begin{Bmatrix} \text{Rippenanzahl} \\ \text{Laminataufbau} \\ \text{Durchbruchgeometrie} \end{Bmatrix}$$

Ziel:

$$\mathbf{f}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} \text{Gewicht} \\ \text{Aufwand/Kosten} \end{bmatrix} \rightarrow \min$$

Restriktionen:
(bzgl. Festigkeit und Verformung)

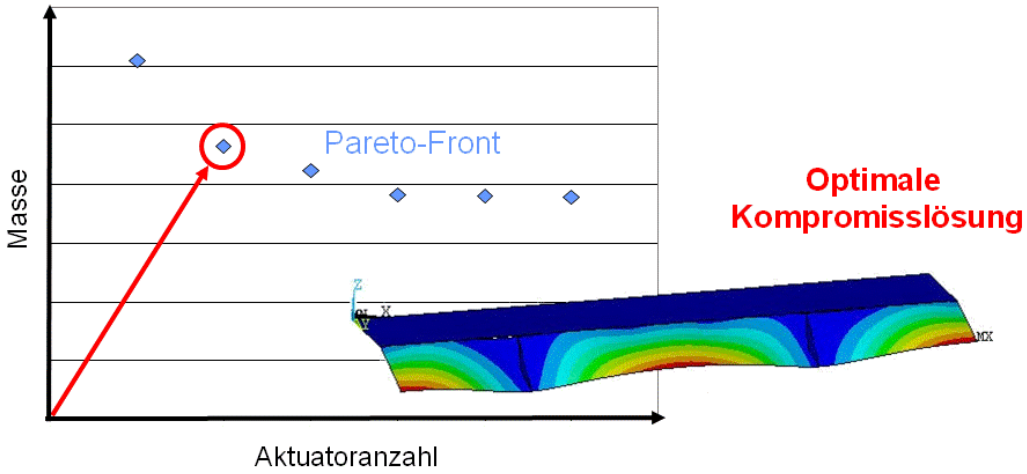
$$\mathbf{g}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} \varepsilon_{zul} - \varepsilon(\mathbf{x}) \\ \varphi_{zul} - \varphi(\mathbf{x}) \end{bmatrix} \geq \mathbf{0}$$



TECHNISCHE UNIVERSITÄT DRESDEN
Fakultät Maschinenwesen Institut für Luft- und Raumfahrttechnik Lehrstuhl für Luftfahrzeugtechnik
ilr Luftfahrzeugtechnik

Optimierungsbeispiel: Aktive Hinterkantenklappen

Ergebnis der Optimierung



Mit der Anwendung dieses evolutionären Algorithmus ergibt sich mit der „Pareto-Front“ eine Menge von Struktur- und Bauweisen-Lösungen, die nun entsprechend der vorgegebenen Wertebereiche der genutzten Parameter oder Treiber der zu nutzenden oder zu integrierenden Strömungskontrolltechnik bewertet und ausgewählt werden können.

Die wesentlichen Ergebnisse der TU Dresden in A3.1.2 lassen sich so zusammenfassen:

Hardware:

- Aufbau und Vermessung aktiver Strömungskontrolltechniken an einem variabel einsetzbaren 2D mittelskaligen F15 Modell der TU Dresden in der offenen Messstrecke des hauseigenen Windkanals

Aerodynamischer Effekt der Anwendung der Strömungskontrolltechnik:

- Verstärkung der Zirkulation am Hauptelement
  - Erhöhung des Gesamtauftriebs ohne Doppelspaltklappe
- Absenken des Spoilers zur Wölbungsvergrößerung erhöht Ablöseneigung
  - Ausblasen am sog. Kink zur Behebung einer Ablösung
- Zirkulationssteuerung durch Absaugen an der Hinterkante
  - Weniger oder gar kein Spoiler-droop erforderlich

- Strömung stabilisiert durch fallenden Druckgradienten zur Senke

- Einfluß der Absaugung auf Hinterkantenumströmung demonstriert
  - Nachführung der Klappe erforderlich, um effektiven Anstellwinkel zu halten
- Position der Ausblasschlitze bedarf weiterer Optimierung
  - Bei abgesenktem Spoiler Wirkung erkennbar
- Die Anwendung von bi-direktionalen Heißfilmen ist vielversprechend. Der Effekt von Strömungskontrolle auf die Strömung im Spoiler-Bereich und auf der Klappe konnte mit den IW Sensoren erfolgreich vermessen werden. (EADS-IW)
- Optimale Bauweisen und Strukturkonzept-Lösungen lassen sich durch die Anwendung von evolutionären Methoden insbesondere für die Integration neuer Technologien wie hier für die pneumatische Strömungskontrolle finden.

AeroNext - AP3.2 Passive und Aktive Strömungskontrolle für Rumpf und Leitwerk

Arbeitsziel

Das Ziel dieser Arbeit ist die Entwicklung bzw. Weiterentwicklung und Anwendung von passiven und aktiven Kontrollelementen, um die aerodynamische Leistung des Leitwerks und dessen Charakteristik unter Berücksichtigung seiner Steuerbarkeit bei Start und Landung zu verbessern.

Arbeitsbeschreibung

Die unterschiedlichen Maßnahmen werden experimentell untersucht. Die aerodynamische Analyse wird unter Gesamtauslegungsaspekten des Leitwerks am Flugzeug betrieben, d.h. Integrationsaspekte, Gewicht, Lastfälle und Steuerbarkeit werden hier mit berücksichtigt. Die experimentellen Tests werden am existierenden MUB Modell (TU-BS) in einem geeigneten Windkanal durchgeführt, um eine aussagekräftige Datenbasis bereitzustellen. Als Windkanäle kommen der MUB der TU-BS, NWB beim DLR-BS und der Bremer Airbus Windkanal LSWT in die engere Wahl.

Untersuchungen im Niedriggeschwindigkeits- und kleinen Reynoldszahlbereich:

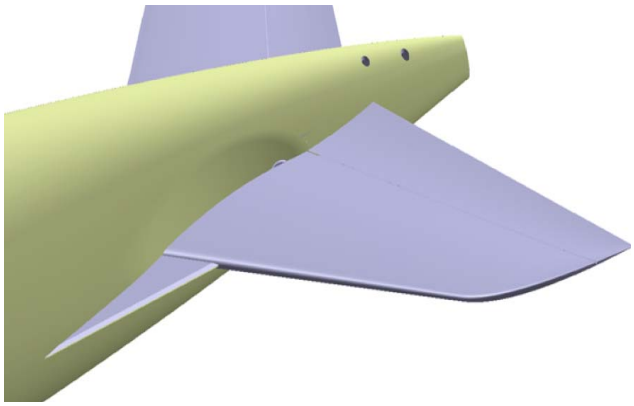
- Experimentelle Untersuchungen der Wirbeldominierten Strömungsphänomene auf die Leistung/Charakteristika der Rumpf- und Leitwerks-Strömung durch Strömungskontrolle
- Entwicklung von vernünftigen Strömungskontroll-Techniken, die stromauf des hinteren Endes des Seitenleitwerks angewendet werden sollen. Mögliche Kandidaten sind Wirbelgeneratoren und Ausblassysteme
- Bewertung und Vergleich der effizientesten oder viel versprechendsten Strömungskontrolltechniken auf der Basis einer ingenieurmäßigen Bewertung mit

Blick auf Energiebalance, Integrationsaspekte, Gewichtseinfluss und anderen vergleichbaren Schlussfolgerungen für die das Flugzeug

Arbeitsergebnisse

- Bewertung von Strömungskontrolltechniken zur Leistungssteigerung des Leitwerks und seiner Charakteristik

Im Rahmen dieses Forschungsvorhabens wurden unterschiedliche Konzepte zur Strömungskontrolle an Höhenleitwerken untersucht. Aktive und passive Strömungskontrolltechniken wurden weiterentwickelt und experimentell getestet, um aerodynamische Leistungsteigerungen im Rumpf-Heckbereich für den low speed Flugbereich zu realisieren. Das technische Ziel war insbesondere, die Wirksamkeit und das Überziehverhalten des Leitwerks durch die Erzeugung von Tütenwirbeln positiv zu beeinflussen. Zur Erzeugung der Tütenwirbel wurden mechanische Wirbelgeneratoren in Form von sogenannten Strakes eingesetzt. Zusätzlich wurde untersucht, inwieweit die Wirksamkeit der Strakes durch spannweitiges Ausblasen entlang der Strakevorderkante gesteigert werden kann. Zur Bestimmung der optimalen Strake-Parameter wurden insgesamt neun unterschiedliche Strakes untersucht. Das spannweitige Ausblasen wurde an 2 Strakes mit unterschiedlich stark gepfeilter Vorderkante getestet.
Die Experimente wurden an einem existierenden, generischen Flugzeugmodell für Leitwerks-untersuchungen durchgeführt.



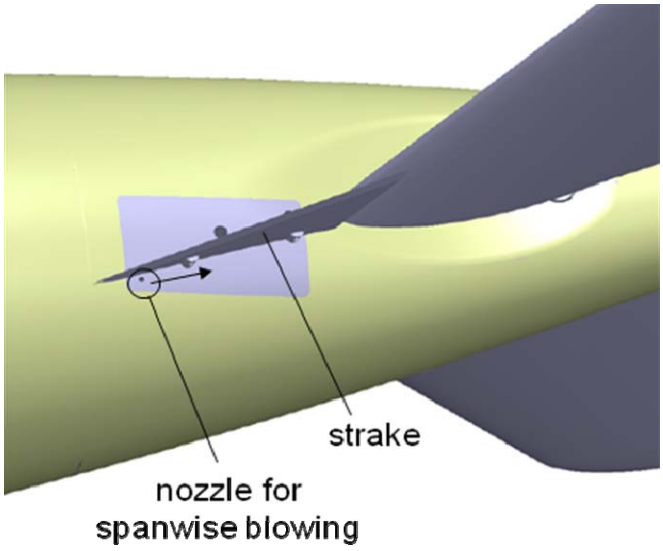


Abbildung 2-54: Strömungskontrolle im Leitwerkbereich

Die Strömungsvisualisierungen (Ölanstrichbilder, Fädchen) zeigen deutlich, dass an der Vorderkante der Strakes ausgeprägte Tütenwirbel ablösen. Zusätzlich bilden sich bei den direkt vor dem Leitwerk platzierten Strakes im Übergang von Strake- und Leitwerksvorderkante Eckenwirbel aus. Durch das Wirbelsystem wird die Anströmung in spannweitige Richtung abgelenkt, sodass sich eine erhöhte effektive Pfeilung ergibt. Die Druckverteilungsmessungen zeigen, dass es durch diesen Effekt zu einer Abnahme der Sauspitze kommt. Gleichzeitig induziert das Wirbelsystem eine beschleunigte Querströmung im äußeren Bereich des Leitwerks, die das Überziehen zu höheren negativen Anstellwinkeln verschiebt. Die Kraftmessungen zeigen, dass zudem der maximale negative Auftriebsbeiwert gesteigert werden konnte. Nach dem Überziehen ergibt sich ein nahezu waagerechter Verlauf des Auftriebsbeiwertes während es bei der Basiskonfiguration ohne Strakes zu einem ausgeprägten Einbruch des Abtriebs kommt.

Die Lage und Geometrie der Strakes hat einen starken Einfluss auf die erzielte Wirksamkeit. Anhand der untersuchten Konfigurationen können folgende Tendenzen abgeleitet werden:

- Die langgekoppelten Strakes haben im Vergleich zu den kurzgekoppelten Konfigurationen eine deutlich reduzierte Effektivität.
- Die optimale vertikale Lage der Strakes ist wie folgt gekennzeichnet: die Hinterkante der Strakes liegt auf Höhe der Leitwerksvorderkante oder geringfügig darüber. Ein positiver Einfluss der Strakes konnte (trotz der Veränderung der relativen Lage zum Höhenleitwerk) für den gesamten untersuchten Trimmwinkelbereich beobachtet werden
- Ein Spalt zwischen Strakehinterkante und Leitwerksvorderkante wirkt sich tendenziell negativ aus
- Die Erhöhung des Strakeeinstellwinkels führt zu einer geringfügigen Steigerung des kritischen Anstellwinkels

- Bei einer Vorderkantenpfeilung von effektiv 60 Grad zeigt sich im Vergleich zu 75 Grad zwar eine geringfügig höhere Verschiebung des kritischen Anstellwinkels, der erzielte Abtriebsgewinn reduziert sich jedoch deutlich
- Die Steigerung des Flächenverhältnisses von Ra = 0.05 auf 0.1 führt zu einer Zunahme der Strakeeffizienz.

Durch das spannweitige Ausblasen an der Strakevorderkante kann das Überziehen noch einmal geringfügig zu höheren negativen Anstellwinkeln verschoben werden. Bei moderaten effektiven Anstellwinkeln ergibt sich zudem ein geringer Abtriebsgewinn.

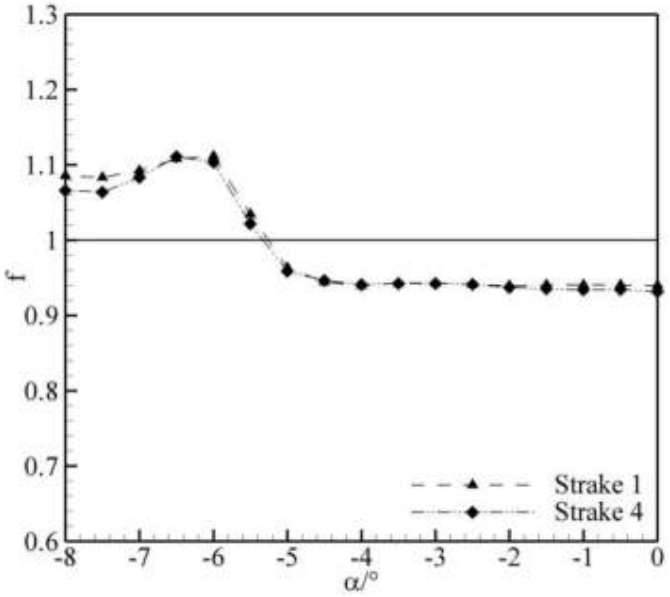


Abbildung 2-55: Effizienzfaktor; Verhältnis von Auftrieb mit bzw.Auftrieb ohne Strömungskontrolle

Abschließende Schlussfolgerung:

- Die experimentellen Untersuchungen bestätigen, dass passive Strömungskontrolle (Strakes) das Ablöseverhalten von Höhenleitwerksumströmungen günstig beeinflussen kann.
- Spannweitiges Ausblasen an der Leitwerksvorderkante zeigt eine geringe Effizienz.
- Zukünftige Arbeiten sollten sich daher auf die Strake Anwendungen konzentrieren, diese sollten Optimierungen und Machbarkeitsaspekte beinhalten

AeroNext - AP3.3 Vorhersage von Mechanismen zur Strömungskontrolle

Durch die Anwendung von Strömungskontrolltechnicken ergibt sich ein weites Betätigungsfeld die Umströmung von Hochauftriebskomponenten und somit des gesamten Flügels aerodynamisch zu verbessern. Nachteil ist, dass diese zusätzliche technischen Hilfen Gewicht kosten und Systemsicherheit nachweisen müssen. Damit entsteht eine Balance zwischen Gewinn an aerodynamischer Leistung und Gesamtbetrachtung des

Flugzeugs. Weiterhin ist bekannt, dass Strömungskontrolltechniken insbesondere in den strömungsdynamischen Bereichen effizient arbeiten, in denen natürliche In-/Stabilitäten ausgenutzt werden können. Diese Effizienz in der Anwendung von Strömungskontrolltechniken soll in der Aufgabe A3.3.1 Industrielle CFD Methoden für Strömungskontrolle und in der Aufgabe A3.3.2 Widerstandsreduzierter Flügel durch Grenzschichtströmungskontrolle insbesondere numerisch untersucht werden.

A3.3.1 Industrielle CFD Methoden für Strömungskontrolle

Geplantes Arbeitsziel

Das Ziel ist die Qualifizierung des CFD TAU-Codes des DLR für URANS/DES-Methoden, um ihn für die Simulation von Strömungen mit Ausblasen, wie z.B. der Wechselwirkung von pneumatisch getriebenen Jets mit der Wandscherschichtströmung, weiter zu entwickeln und ggf. anzupassen. Dies umfasst Arbeiten an den Randbedingungen, der Netzadaption und Maßnahmen zur Steigerung der Effizienz und Robustheit und sind das numerische Pendant von der Aufgabe A3.1.1.

Arbeitsbeschreibung

- Definition der Anforderungen an die Qualifizierung des TAU-Codes für URANS/DES-Methoden zur Simulation der pneumatischen Jets in Interaktion mit der Wandscherschichtströmung
- Know-how Transfer zu Universitäten im Strömungskontrollverbund (Eigenantrag des DLR in M-Fly) und Vertiefung des physikalischen Verständnisses, z.B. auch durch den Vergleich mit DNS-Rechnungen der Universität Stuttgart
- Modellierung der Störströmung auf der Basis von hybriden Methoden
- Evaluierte Umsetzung der neuen CFD TAU Code Methoden und Test an kleinskaligen Jets in dynamischer Wechselwirkung mit einer zur Ablösung neigenden turbulenten Grenzschichtströmung mit Blick auf Steuerung der Ablösung
- Beitrag zur Definition und Auslegung des Messprogramms für den Windkanalversuch in A3.1.1 im LSWT Bremen
- Konzeption für Datenanalyse, Bewertung und Datenreduktion mit Blick auf Modellierung und Verwertung für Validierung
- Durchführung der TAU-Code Rechnungen für die Referenzkonfigurationen (Zielkonfiguration in A3.1.1.) ohne Strömungskontrolle und Vergleich mit Windkanalergebnissen

- Für die ausgewählten Testfälle werden Rechnungen mit verschiedenen Turbulenzmodellen (z.B. Wirbelviskositätsmodelle) durchgeführt und ihre Eignung für die Vorhersage von Strömungsfeldern mit Ausblasung untersucht
- Durchführung der TAU-Code Rechnungen für die Referenzkonfigurationen (Zielkonfiguration in A3.1.1) mit Strömungskontrolle und Vergleich mit Windkanalergebnissen

Arbeitsergebnisse

- Nutzung der Rechenergebnisse aus dem verbesserten CFD TAU-Code mit Strömungskontrolle und verschiedenen Turbulenzmodellen für TAU Benchmarking
- Industrielle Anwendung des verbesserten TAU-Codes für industrielle Aufgaben im Hochauftriebsentwurf zur Leistungsverbesserung durch die Nutzung von Strömungskontrolltechniken

Bei Airbus wird das Ziel verfolgt, das Ablöseverhalten am Tragflügel aktiv zu beeinflussen, um die aerodynamische Leistung zu verbessern. Die erforderlichen Systeme sollen dabei von geringem Gewicht, geringer Komplexität und hoher Wirksamkeit sein. Diese Anforderungen könnten mittels Ausblasen dünner Strahlen in die Grenzschicht erzielt werden. Um derartige Techniken in späteren Entwürfen zu berücksichtigen, ist es erforderlich, die entsprechenden Strömungen einer numerischen Simulation zugänglich zu machen. Darauf aufbauend muss dann der Entwurfsprozess um validierte numerische Verfahren mit Strömungskontrolle erweitert werden. In diesem Verbundvorhaben wird zunächst die Simulation von Strömungskontrolle in hybriden Verfahren untersucht.

Die Aufgabenstellung des DLR besteht zunächst darin, den DLR-TAU-Code für die Simulation von Strömungen geeignet weiterzuentwickeln bzw. anzupassen. Das Ziel ist die Qualifizierung des TAU-Codes für die Simulation von Strömungen mit Ausblasen, wie z.B. der Wechselwirkung von pneumatisch getriebenen Jets mit der Wandscherschichtströmung. Dies umfasst Arbeiten an den Randbedingungen, der Netzadaption und Maßnahmen zur Steigerung der Effizienz und Robustheit

Diese Arbeiten wurden ganz wesentlich von komplementären Arbeiten an den Universitäten Braunschweig und Stuttgart gestützt. Die enge Kooperation mit de TU Berlin (siehe auch Hinweise im Berichtsabschnitt zu A3.1), die erhebliches know how im Bereich strukturierter Codes für Strömungskontrolle aufweist, hat zum Fortschritt wesentlich beigetragen.

Das Netzwerk zur Weiterentwicklung von Codes sind DLR, TU Braunschweig, U Stuttgart und TU Berlin (TU Berlin ist hier kein Unterauftragnehmer) hat folgende technische Aufgabenstellungen bearbeitet:

- Qualifizierung des DLR-TAU-Codes für Strömungskontrolle im Hochauftrieb
- Implementierung von Randbedingungen
- Untersuchung des Netzeinflusses/ Entwicklung von Netzadaptionsstrategien

- Bewertung von Turbulenzmodellen
- Untersuchung von Reynolds-Zahleffekten
- Bereitstellung von Messdaten für Aktuatorströmungen
- TUBS: Komplementär dazu ist geplant, auch die von der Uni Stuttgart mit der DNS erzeugten Testfälle zu übernehmen.
- Modulares System zur Generierung von hoch auflösenden, lokalen Rechennetzen um Aktuatoröffnungen
- Numerische Simulation von stationären Grenzschichtaktuatoren mit der Detached Eddy Simulation (DES)
- Simulationen von instationären Aktuatoren
- Verbesserung der Methodik zur Simulation der Aktuator-Umgebung:
    - Aktuatorsimulationen in 3-D-Grenzschichten
    - Numerische Simulation (DNS/LES) von Schlitzaktuatoren in der ebenen Platte
    - Erzeugen von quasistationären Längswirbeln in Grenzschicht
    - Untersuchung der Wechselwirkung Längswirbel/Grenzschicht (Impulsaustausch)
- TAU Simulationen von Grenzschichtaktuatoren mit Chimären-Netzen und DES

Der vom DLR (und weiteren R&T Partnern) entwickelte TAU Code enthält mehrere Turbulenzmodelle, die alle auf den Reynolds gemittelten Navier-Stokes Gleichungen basieren. Wegen ihrer numerischen Robustheit werden die sogenannten eddy-viscosity Modelle in der Industrie häufig eingesetzt. Die Vorhersagen mit diesen Modellen sind für anliegende Strömungen hinreichend zuverlässig und genau, bei abgelösten Strömungen sind sie teilweise nicht brauchbar. Da bei Strömungskontrolle im low speed die Strömungen bereits ablösenah sind, ist die Gültigkeit der eddy viscosity Modelle eingehend zu prüfen. Insbesondere die im Allgemeinen zu hohe Dissipation der eddy viscosity Modelle lässt sich nachweisen, wenn man hochgenaue PIV Messungen mit Vorhersagen vergleicht. Um für Strömungskontrolle hinreichend genaue Vorhersagen zu erzielen, hat das DLR die Vorhersage des höherwertigen DLR SSG/LRR-differentiellen Reynolds Stress Modelles mit zwei einfachen eddy viscosity Modellen (Ein-Gleichungsmodell nach Spalart-Allmaras, SST Modell von Menter) verglichen.

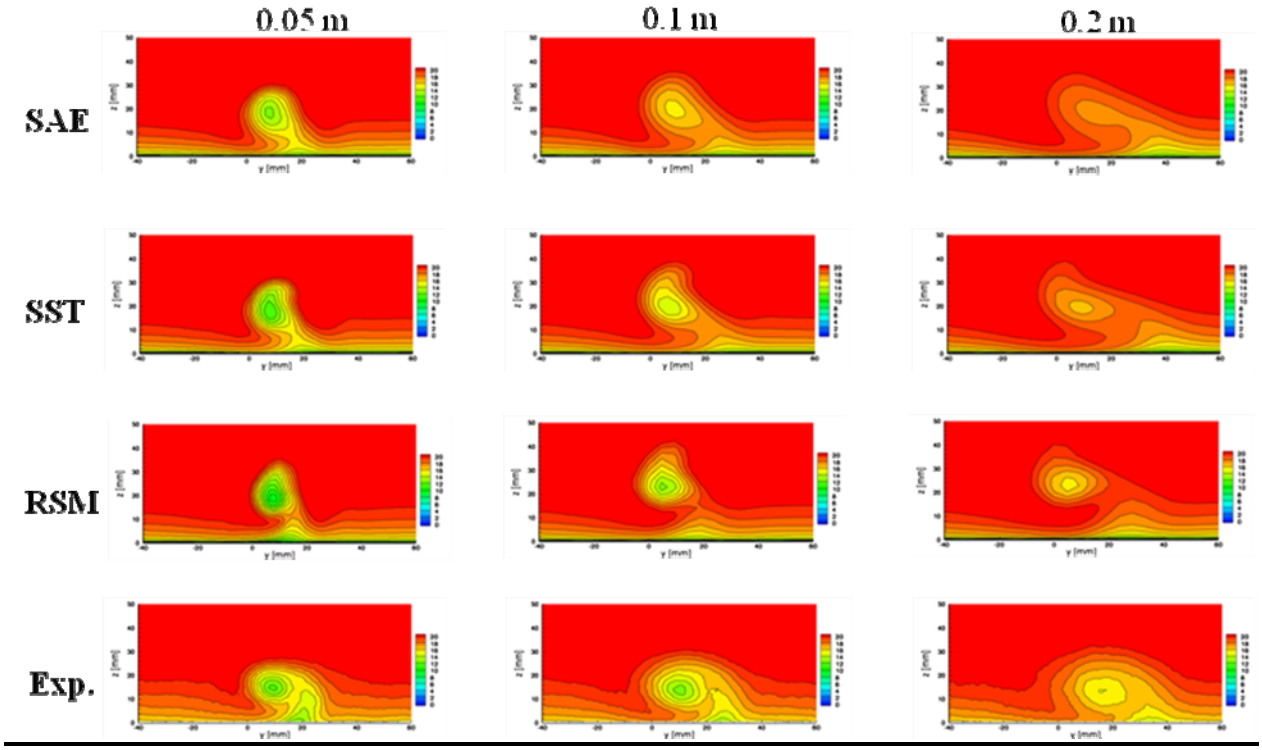


Abbildung 2-56: Ebene Platte: U Geschwindigkeit an 3 X Positionen hinter Aktuator

Die oben gezeigte Abbildung stellt den oben erwähnten Vergleich von Vorhersagen mit detaillierten PIV Messungen für einen einzelnen Aktuator für den Testfall ebene Platte (bei x=0) dar.

Alle Modelle sind in der Lage die Existenz des primären Wirbels wie Experiment vorherzusagen. Die Dissipation stromab ist jedoch beim SA und beim SST Modell zu hoch. Das RSM Modell gibt die Wirbelstärke an mehreren stromab Positionen etwa richtig wieder, allerdings wird dieser zu weit weg von der Wand vorhergesagt.

Zur Unterstützung und Ergänzung der RANS Studien des DLR sind bei der TU Braunschweig sogenannte DES (detached eddy simulation) Arbeiten mit speziell für Strömungskontrolle entwickelten Chimera Gittern durchgeführt werden. Dazu wurde die Chimeratechnologie weiter entwickelt. Der TAU Code in DES Mode eingesetzt. Dazu wurde das vorhandene DES Modul in TAU modifiziert, und die sogenannte IDDES (improved delayed DES) implementiert.

Die folgende Abbildung zeigt ein Ergebnis für den obigen Testfall (ebene Platte). Die Implementierung der IDDES (hier mit SA Turbulenzmodell angewandt) ist erfolgreich verlaufen, die RANS Regionen werden korrekt von den LES Regionen unterschieden mit Hilfe der DES Längenskalen.

Der Vergleich mit dem Experiment (für weitere Details siehe technischen Bericht der TU Braunschweig) ergibt allerdings, dass der Wirbelkern zu weit weg von der Wand vorhergesagt wird.

Parallel zu den RANS Erweiterungen, die im Wesentlichen vom DLR vorgenommen wurden, und den DES und Chimera Studien der TU Braunschweig wurden von der Universität Stuttgart gekoppelte Simulationen durchgeführt. Diese Kopplung beinhaltet die Berechnung der Aktuatorströmung und die Wechselwirkung mit der äußeren Strömung in der Nähe des Aktuators. Dies ist für das Verständnis der physikalischen Vorgänge bei Aktuierung wesentlich, ohne derartiges Detailwissen sind spätere Aktuatorentwürfe und insbesondere Optimierungen unmöglich.

Der Aufbau des hier gewählten Aktuators (nach Lachowicz; für Details siehe technische Berichte der Universität Stuttgart) ist einfach, die Strömungseffekte sind aber sehr komplex. Sie ist durch Instationärität, Dreidimensionalität und eine große Anzahl von Strömungsskalen charakterisiert.

Insbesondere die kleinskaligen Effekte sind experimentell sehr schwer zu bestimmen (derzeit gar nicht möglich), daher wurden in Aeronext diese numerischen Studien durchgeführt.

Folgende Abbildung zeigt das Basis Setup für die numerischen Untersuchungen. Es orientiert sich an dem oben erwähnten Aktuator nach Lachowicz mit einer beweglichen Platte als Aktuatorelement. Dieser generische Aktuator arbeitet im sogenannten synthetischen Mode, d.h. der Nettomassenstrom ist Null. Es sind keine Zuleitungen nötig, allerdings wechseln sich immer Ausblas- mit Absaugvorgänge ab.

Die äußeren und inneren Randbedingungen sind auch skizziert.

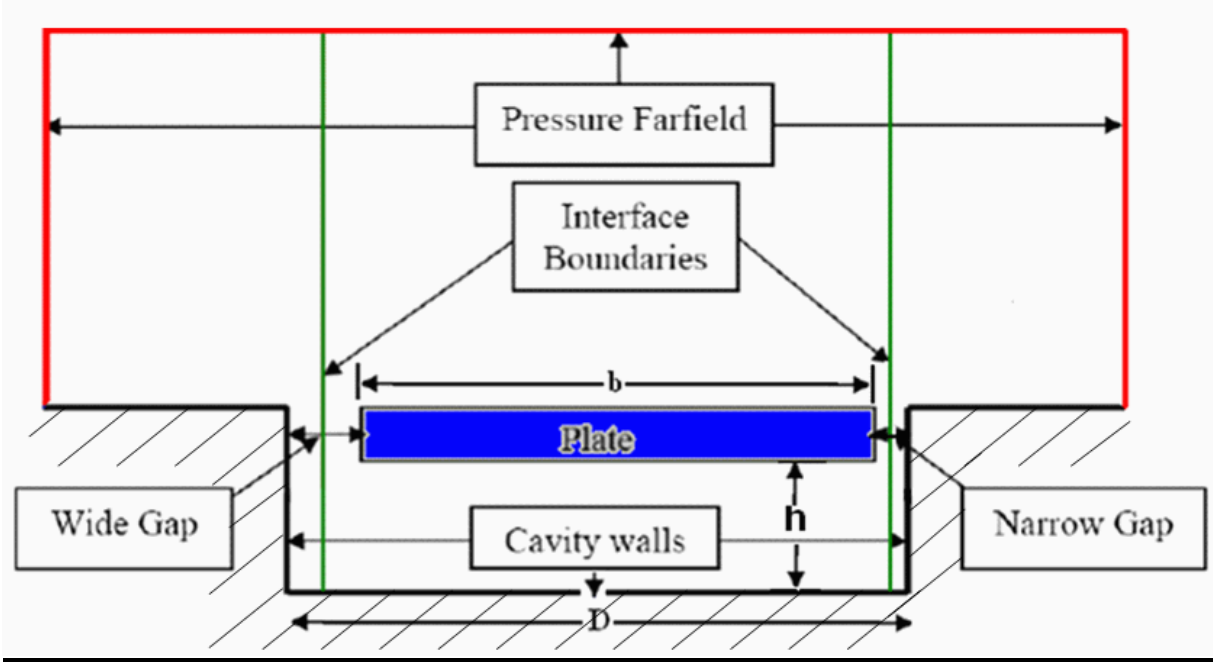


Abbildung 2-57: Aktuator Setup für numerische Simulation

Beispielhaft für den Erfolg dieses numerischen Ansatzes zeigt folgende Abbildung die zeitlich gemittelten Strömungsfelder (2D Simulation als Vorstufe für darauf aufbauende 3D Rechnungen) für zwei völlig unterschiedliche Operationsmodi. Dieser Aktuator ist sehr flexibel, da mit Anpassungen der Plattenspalte (links und rechts unterschiedlich) und geeigneten Frequenzen der Plattenschwingungen unterschiedliche Strömungstopologien erzeugt werden können.

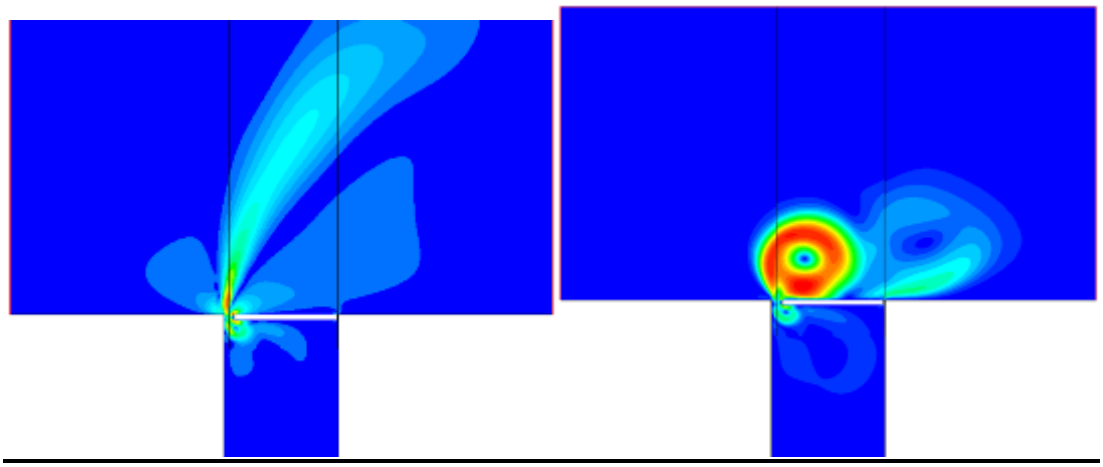


Abbildung 2-58: Vorhersage von Aktuator Betriebsmodi: freier Jet (links); Wirbel Mode (rechts)

All diese Arbeiten wurden einvernehmlich im Netzwerk der CFD Partner von A3.3 geplant und durchgeführt, auf regelmäßigen Workshops und Reviews wurden die numerischen Arbeiten der TU Berlin hier mit eingebunden, und umgekehrt die TU Berlin hat ihre Arbeiten in DFG geförderten Projekten darauf angepasst.

Hier können nur beispielhaft (für Details siehe Referenzen zu A3.3) einige Ergebnisse erläutert werden, zusammenfassend lässt sich feststellen:

- Testfall: ebene Platte mit Einzelaktuator:
  - Anforderungen an Netzgenerierung untersucht
  - Vorhersagefähigkeit von Turbulenzmodellen bewertet
  - Das RSM Modell erhält Wirbel am besten, Simulationsfähigkeit nachgewiesen
  - Genereller Einfluss stationärer Ausblasung wurde erfolgreich erfasst
- Anwendungsfall: Hochauftriebsprofil (FNG):
  - Nichtangeregte Grundströmung schwierig, Hysterese, Überziehmechanismus)
  - Blockierungseffekt der Wirbel in Übereinstimmung mit Experiment
  - Auftriebseinbruch durch Anregung vorhergesagt
- Industrienahe Anwendung: 2.5D FNG-Profil
  - Simulationsfähigkeit nachgewiesen, jedoch keine Experimente verfügbar
- Die Chimeratechnologie konnte erfolgreich für Strömungskontrolle weiterentwickelt werden, Chimera ist eine Kerntechnologie wegen der unterschiedlichen Skalen

- Eine sogenanntes Improved Delayed DES Modell (nach Mikhail L. Shur et al, 2008) wurde erfolgreich in TAU eingebaut
- Der DES Längenindikator trennt RANS Gebiete korrekt von LES Gebieten zur korrekten Erfassung von anliegend und abgelösten Strömungsgebieten
- Für hochgenaue Simulationen (z.B. DNS von Universität Stuttgart) müssen die Wirbel aus Aktuatoröffnungen extrem genau diskretisiert werden
- Für einfache Testfälle stimmen die DNS Vorhersagen der aktuierten Basisströmung mit hochgenauen PIV Daten überein
- Erstmalig wurden 3D Simulationen des Aktuators (nach Lachowicz) durchgeführt
- Für diesen Aktuatortyp konnten erstmalig gekoppelte Rechnungen (Strömung des Aktuators in Wechselwirkung mit der äußeren Strömung) durchgeführt werden

Zusammenfassung

Die umfangreichen experimentellen und numerischen Studien in A3.3 lassen sich wie folgt charakterisieren:

- Nachweise der aerodynamisch Leistungsverbesserung bei Anwendung gepulster Strömungskontrolle auf der Klappe einer industriellen Konfiguration.
- Erstellung von zwei Aktuator-Prototypen und Abschätzung von Systemeigenschaften.
- Experimenteller Nachweis der Beeinflussung der low speed Eigenschaften durch Ausblasen an der Hinterkante
- Detaillierte experimentelle Studien (mechanische Wirbelgeneratoren, Ausblasen) zur Verbesserung der Umströmung von Höhenleitwerken. Das Überziehverhalten konnte beinflusst werden. Tendenzen für künftige Konfigurationsstudien wurden formuliert.
- Die Fähigkeit, die generellen Effekte von fluidischen Wirbelgeneratoren (Strömungskontrolle) mittels stationärer numerischer Verfahren zu berechnen, wurde gezeigt.
- Bei höheren Druckgradienten und erhöhter Zirkulation gestaltet sich die Berechnung der gemittelten Effekte von Strömungskontrolle deutlich schwieriger, da es sich trotz der kontinuierlichen Ausblasung um ein instationäres Problem handelt (wie im Experiment).

A3.3.2 Widerstandsreduzierter Flügel durch Grenzschichtströmungskontrolle

Arbeitsziel

Das Ziel ist ein verbesserten Verstehen und der Simulation der Fähigkeiten geeignete Grenzschichtinstabilitätsmoden zur Unterdrückung von Instabilitätsmoden, die zur Transition führen, zu unterdrücken. Damit verbunden ist die Konzeption einer Strömungskontrolle, welche die Effizienz von herkömmlich Strömungskontrollverfahren wie das Absaugen steigern soll.

Arbeitsbeschreibung

- Simulation einer Absaugevorrichtung mit kontinuierlichem Betrieb
- Beurteilung des Einflusses der eingebrachten Störung in die Hauptströmung hinsichtlich der Effizienz der Strömungskontrolltechnik
- Definition und Auswahl von Strömungskontrollkonzepten mit dem Ziel der Minimierung der Störströmung bei gleicher Effizienz
- Künstliche Anregung von geeigneten Grenzschichtmoden zur Steuerung der Transition
- Aktive Kontrolle der 3D Grenzschichtströmung durch 2D Kontrollmoden
- Aktive Strömungskontrolle von stark anwachsenden sekundären Instabilitätsmoden in einer 3D Grenzschichtströmung (Geschwindigkeitsprofil mit Wendepunkt)
- Untersuchung von adaptiven Strömungskontrollalgorithmen

Arbeitsergebnisse

- Verbessertes Verständnis in der Verzögerung des Transitionsprozesses in einer 3D Grenzschichtströmung durch Einbringung künstlicher Störmoden
- Entwurfskriterien für die aktive Strömungskontrolle durch ein Aktuator-Sensor-Kontrollsystem

Die ursprünglichen Ziele in A3.3.2 waren detaillierte numerische Studien zur Ermittlung und Validierung von Absaugetechniken, mit denen die Störungen in instabilen Flügelgrenzschichten direkt bekämpft werden können. Direkt zu Beginn dieses Vorhabens musst das Budget gekürzt werden, so dass Airbus sich auf die oben berichteten Aufgaben in A3 konzentrieren musste. Die Arbeiten in A3.3.2 konnten jedoch anteilig in einem Airbus intern finanzierten Projekt durchgeführt werden.

Die wesentlichen Ziele wurden erreicht, die Referenzen enthalten einen Bezug zu diesem bilateralen Projekt Airbus mit Universität Stuttgart.

Die wesentlichen Schlussfolgerungen aus diesem Projekt sind:

Die Absaugeprofile und Absaugeverteilungen an der Wand können derart gestaltet werden, dass wirbelartige Störungen in der Grenzschicht angeregt werden, die nicht transitionsauslösend sind, sondern die Transition auslösende Störungen dämpfen. Dies ist die stabilisierende Wirkung der sogenannten „upstream flow deformation“, diese Technik erfordert erheblich weniger Massenstrom als die traditionelle Hybridlaminartechnik.

2.4 AeroNext - TP 4 Grenzbereiche des Fluges

AP 4.1 Vorhersage des Ablöseverhaltens von Flügeln mit und ohne Vereisung

Arbeitsziel

Die Arbeiten der Task „Vorhersage des Ablöseverhaltens von Flügeln mit und ohne Vereisung“ umfassen Berechnungen der Strömung im Bereich des maximalen Auftriebs mit Eisansatz. Da der Eisansatz schon bei kleinen Anstellwinkeln massive Ablösungen hervorruft, sind höherwertige Turbulenzmodelle als die heutzutage im industriellen Rahmen eingesetzten Ein- und Zweigleichungsmodelle notwendig. Von den höherwertigen Verfahren sollen die Detached Eddy Simulation (DES) und Reynoldsspannungsmodelle (RSM) in dieser Task qualifiziert werden. Um eine Bewertung der verschiedenen Modelle besser durchführen zu können, soll eine Profilumströmung untersucht werden.

Arbeitsbeschreibung

- Aufstellung von Anforderungen an TAU um die Profilumströmung bei Eisansatz berechnen zu können
- Adaptation von TAU um Strömungen um Profile mit Eisansatz simulieren zu können
- Berechnungen mit DES und Reynoldsspannungsmodellen und vergleichende RANS Rechnungen sowie ein Vergleich mit Experimenten

Arbeitsergebnisse

- Steigerung der Genauigkeit von Strömungslösungen des TAU Codes für Strömungszustände mit massiven Ablösungen
- verbesserte Bestimmung von abgeleiteten Größen wie den Reynoldsspannungen durch DES

Einleitung

Das Ziel der Arbeiten in dem Arbeitspaket 4.1 „Vorhersage des Ablöseverhaltens von Flügeln mit und ohne Vereisung“ war es zu untersuchen, in wieweit sich die im industriellen Rahmen eingesetzten Ein- und Zweigleichungsmodelle für die Berechnungen der Strömung im Bereich des maximalen Auftriebs eignen und ob durch höherwertige Verfahren, wie Reynoldsspannungsmodelle (RSM) und Detached Eddy Simulation (DES) eine Verbesserung der Übereinstimmung mit Experimenten erreicht werden kann. Die Untersuchung wurden an Flügeln in Reiseflugkonfiguration sowohl mit Eisansätze als auch an solchen ohne Eisansätze durchgeführt.

Ursprünglich war dabei das Ziel, die höherwertigen Turbulenzverfahren für den industriellen Einsatz bei der Berechnung der Umströmung von Flügeln mit Eisansätzen zu qualifizieren. Wegen erheblicher Schwierigkeiten mit dem Reynoldsspannungsmodell und der langen Rechenzeiten der DES Simulation konnte dieses Ziel jedoch nicht vollständig erreicht werden.

Auswahl des Referenzmessung

Um die im Rahmen des Arbeitspakets 4.1 durchgeführten Rechnungen an Experimenten validieren zu können, musste zunächst eine Referenzmessung ausgewählt werden, für die

möglichst viele Daten in hoher Qualität zur Verfügung stehen. Ursprünglich sollte dabei ein Versuch gefunden werden, für den nicht nur Druckverteilungen und integrale Kraft- bzw. Momentgrößen zur Verfügung standen, sondern auch hochaufgelöste Feldmessungen, besonders im Bereich der abgelösten Strömung. Diese erhöhten Anforderungen erwiesen sich jedoch als nicht umsetzbar. Zwar waren in der Literatur etliche geeignete Messungen dargestellt, die Beschaffung der Geometrie oder der Felddaten aus der Messung erwies sich jedoch in allen Fällen als unüberwindliches Hindernis. In der Folge sind daher alle Untersuchungen auf der Basis von Druckverteilungen und integralen Kraft- und Momentbeiwerten durchgeführt worden.

Nachdem etliche in der Literatur existierende Versuche betrachtet worden sind, wurde schließlich ein Versuch ausgewählt, der unter der Anleitung von Prof. M. Bragg an der University of Illinois at Urbana-Champaign (UIUC) durchgeführt worden ist. Dabei wurde ein NACA 23012 Profil im Windkanal der UIUC bei einer Reynoldszahl $1{,}8 \cdot 10^6$ getestet. Neben den Tests ohne Eisansätze wurden auch Tests mit Eisansätzen in Form eines Viertelkreises durchgeführt, die an verschiedenen Positionen in Strömungsrichtung angebracht wurden. Sowohl die Geometrie als auch die Messergebnisse dieser Messung sind in einer im Internet verfügbaren Doktorarbeit von S. Lee enthalten.

Die Wahl dieses Versuchs als Referenz wurden auch dadurch beeinflusst, dass der gleiche Versuch ebenfalls als Referenzexperiment in einer derzeit laufenden GARTEUR Action Group (AG 40) verwendet worden ist. Leider stellte sich in der Folge heraus, dass dieses Referenzexperiment sehr ungenau durchgeführt worden ist. Dafür gab es mehrere Gründe:

- Die verwendet Geometrie entsprach nicht einem Standard NACA 23012 Profil, sondern der Profilgeometrie, die von dem Programm XFOIL generiert wird, wenn ein NACA 23012 Profil angefordert wird. Zusätzlich sind bei der Fertigung Fehler gemacht worden, wodurch das Profil eine größere Dicke als das NACA 23012 Profil aufwies.
- Die Koordinaten des modifizierten NACA 23012 Profils sind in der Doktorarbeit von S. Lee angegeben und es wurde zunächst versucht, diese Koordinaten zu verwenden. Leider stellte sich heraus, dass die Koordinaten in einer Weise angegeben worden sind, die nicht glatt genug für aerodynamische Berechnungen sind und zu Schwingungen in der Druckverteilung führen. Die Welligkeit der Oberfläche musste deshalb vom DLR manuell entfernt werden.
- Bei Vergleichen von für diese Geometrie berechneten Druckverteilungen mit den in der Doktorarbeit angegebenen Druckverteilungen zeigten sich große Unterschiede, die nur durch eine Anstellwinkeldifferenz zwischen Rechnung und Experiment behoben werden konnte.
- Zu allem Überfluß zeigte sich das auch der Auftriebsanstieg $dc_a/d\alpha$ unterhalb der NACA Messungen verliefen.

Nachdem fast ein Jahr vergeblich versucht worden war, die verschiedenen Unzulänglichkeiten des oben beschriebenen Versuchs auszugleichen, wurde schließlich entschieden auf eine neue Referenzgeometrie überzugehen. Dabei handelte es diesmal um ein echtes NACA 23012 Profil, das jedoch in einem Windkanal der NASA mit sehr niedrigem Turbulenzgrad (LTPT, NASA Langley) und hoher Reynoldszahl von $10{,}6 \cdot 10^6$ vermessen wurde.

Die schließlich ausgewählte Referenzgeometrie ist in Abbildung 2-59 dargestellt und enthält für den Flügel mit Eisansatz auf der Oberseite wieder einen Viertelkreis mit einer Höhe von 1.39% der Flügeltiefe bei 10% Flügeltiefe.

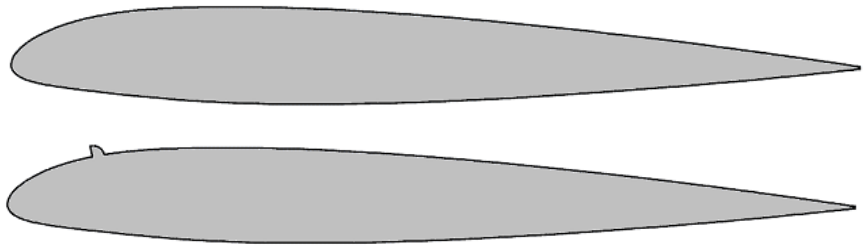


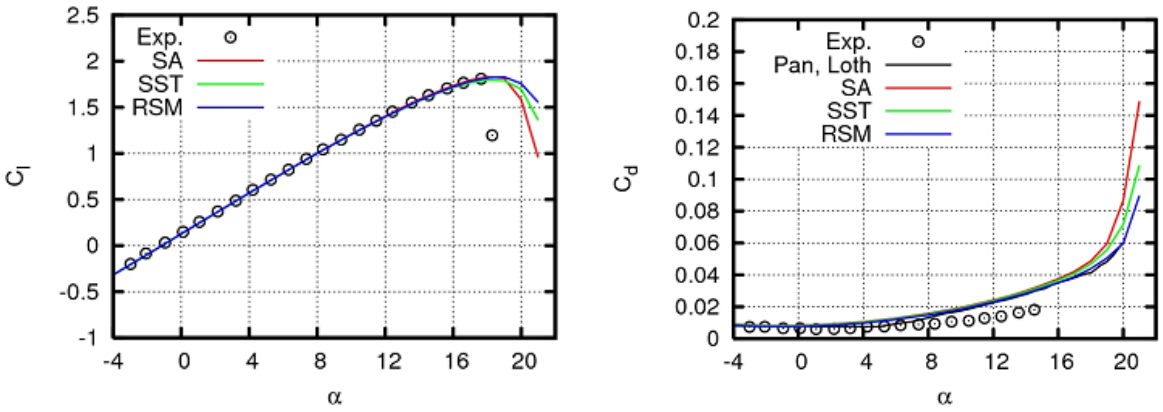
Abbildung 2-59: Verwendet Referenzgeometrie, ein NACA 23012 Profil. Oben dargestellt das Profil ohne Eisansatz und unten das Profil mit einem Eisansatz (Viertelkreis bei x/l = 10%).

Rechnungen für die unvereiste Geometrie

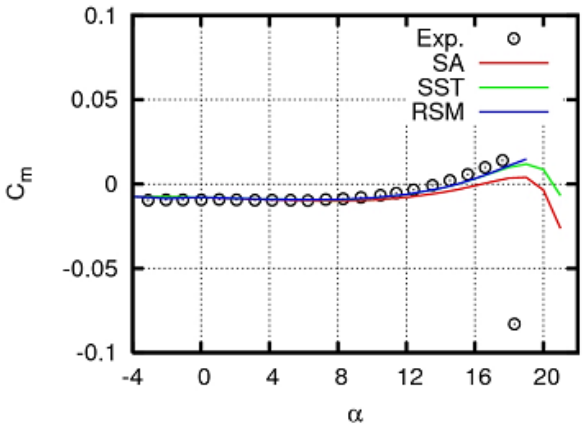
Mit der in Abbildung 2-59 (oben) dargestellten unvereisten Geometrie wurden Rechnungen für die Windkanaltestbedingungen der NASA durchgeführt. Dazu wurde der DLR TAU Code mit den folgenden Turbulenzmodellen verwendet:

1. as Spalart-Allmaras (S-A) Eingleichungsturbulenzmodell
2. das Menter Shear Stress Transport (SST) Zweigleichungsturbulenzmodell
3. das differentielle SSG/LRR-ω Reynoldsspannungsmodell (RSM) der DLR

Die Ergebnisse dieser Rechnungen sind in Abbildung 2-60 dargestellt. Man erkennt deutlich, dass die Übereinstimmung des berechneten Auftriebs mit dem Experiment bis zum Strömungsabriß hervorragend ist. Allerdings wird ein völlig falscher Stallmechanismus vorhergesagt. Während die Rechnung einen Hinterkantenstall vorhersagt, trat im Experiment ein Vorderkantenstall auf.



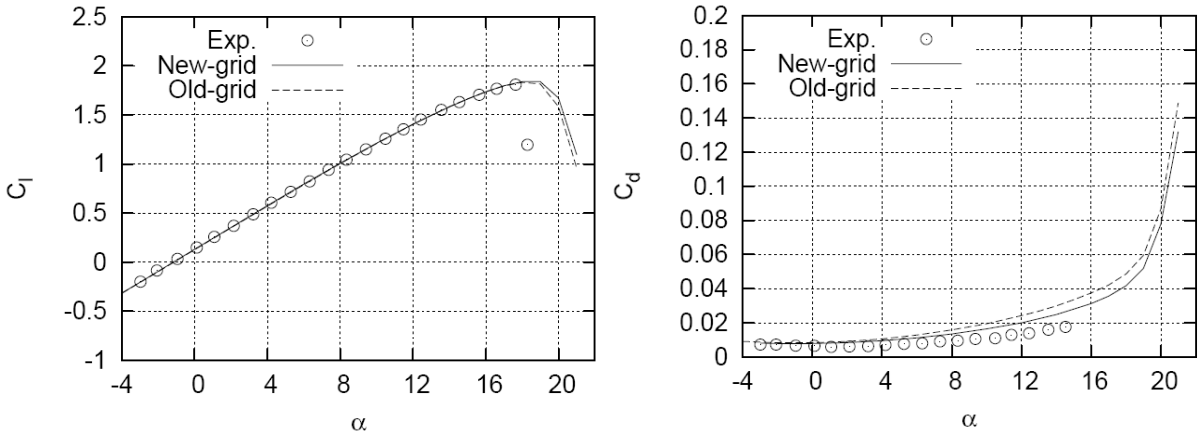
(a) Auftrieb (b) Widerstand



(c) Nickmoment

Abbildung 2-60: Berechnete aerodynamische Beiwerte (Auftrieb, Widerstand, Nickmoment) für das NACA 23012 Profil mit den Turbulenzmodellen SA, SST, RSM.

Auch das berechnete Nickmoment ist bis zum Strömungsabriß recht gut getroffen. Allerdings zeigt das S-A Modell am Ende des linearen Bereiches deutlich größere Abweichungen. Beim Widerstand zeigen sich größere Abweichungen, die so nicht von vornherein verstanden. Es wurde lediglich festgestellt, dass eine ähnliche Abweichung auch bei einer weiteren veröffentlichten Nachrechnung des Experiments von Pan und Loth auftrat. Als möglich Begründung wurde identifiziert, dass in den oben dargestellten Ergebnissen ein Teil der abgelösten Strömung in den unstrukturierten Teil des Rechennetzes reicht. Falls dies der Fall ist, nimmt die turbulente Dissipation von TAU unphysikalisch, sehr stark zu, was natürlich den Widerstand erhöht. Es wurde deshalb versucht, ein neues Netz zu generieren, bei dem der strukturierte Teil des Netzes größer ist und bis in den Nachlauf reicht. Die auf dem neuen Netz bestimmten Widerstandswerte zeigen eine leichte Verbesserung der Widerstandswerte, allerdings noch keine vollkommene Übereinstimmung, siehe Abbildung 2-61.



(a) Auftrieb (b) Widerstand

Abbildung 2-61: Vergleich von Auftrieb und Widerstand für altes und neues Gitter. Der strukturierte Bereich des neue Gitters hatte einen größeren Wandabstand und deckte zusätzlich einen Teil des Nachlaufs ab.

Da der Typ des Strömungsabrisses von Rechnung und Experiment nicht übereinstimmen, wurde vermutet, dass die Position des laminar-turbulenten Umschlags einen Einfluß auf die Rechenergebnisse hat. Da die Rechnungen anfänglich voll turbulent durchgeführt worden waren, war keine laminare Anlaufstrecke vorhanden.

Um den Einfluß des laminar-turbulenten Umschlags zu untersuchen, wurde zusätzlich zu den vollturbulenten Rechnungen eine Rechnung durchgeführt, bei der die Transitionsposition auf den Wert festgelegt wurden, an denen im Experiment Transitionsstreifen angeordnet waren (bei 2% Flügeltiefe auf der Ober- und bei 5% Flügeltiefe auf der Unterseite). Die Ergebnisse dieser Rechnungen sind in dargestellt in Abbildung 2-62. Man erkennt, dass der Strömungsabriß jetzt tatsächlich an der Vorderkante auftritt und bei viel kleineren Anstellwinkeln als bei vollturbulenter Rechnung. Allerdings tritt der Strömungsabriß jetzt auch vor dem experimentell bestimmten Wert auf. Dies könnte damit zusammenhängen, dass im Experiment der Umschlag nicht sofort am Beginn des Transitionsstreifens zustande kommt, wie dies in der Rechnung angenommen wird. Vergleicht man den Widerstandsverlauf für eine vollturbulente Rechnung und eine Rechnung mit gesetzter Umschlagsposition, dann fällt die deutlich bessere Übereinstimmung für gesetzte Umschlagsposition auf. Dies zeigt, dass der zu große Widerstandes bei vollturbulenter Rechnung auf den zu frühen Beginn der turbulenten Grenzschicht mit ihrem starken Dickenwachstum und größeren Impulsverlust zurückzuführen ist.

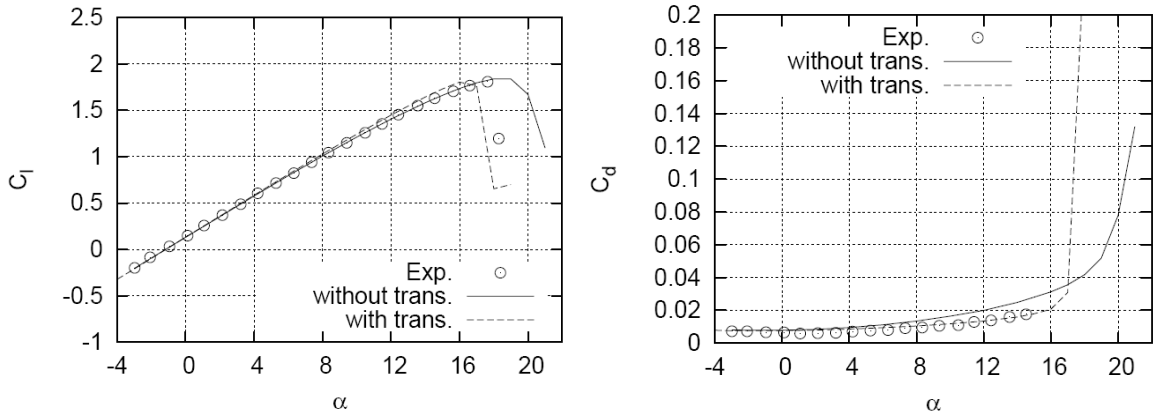


Abbildung 2-62: Vergleich von Auftrieb und Widerstand für eine vollturbulente Rechnung und eine Rechnung mit einer Umschlagsposition an der Position der Transitionsstreifen im Experiment.

Wird der Umschlag auf der Position der Transitionsstreifen im Experiment fixiert, dann wird auch die Übereinstimmung der berechneten Druckverteilung mit der experimentell bestimmten Druckverteilung in der Umgebung der Saugspitze deutlich verbessert. In Abbildung 2-63 ist erkennbar, dass sogar das Druckminimum Cp_{min} sehr gut getroffen wird.

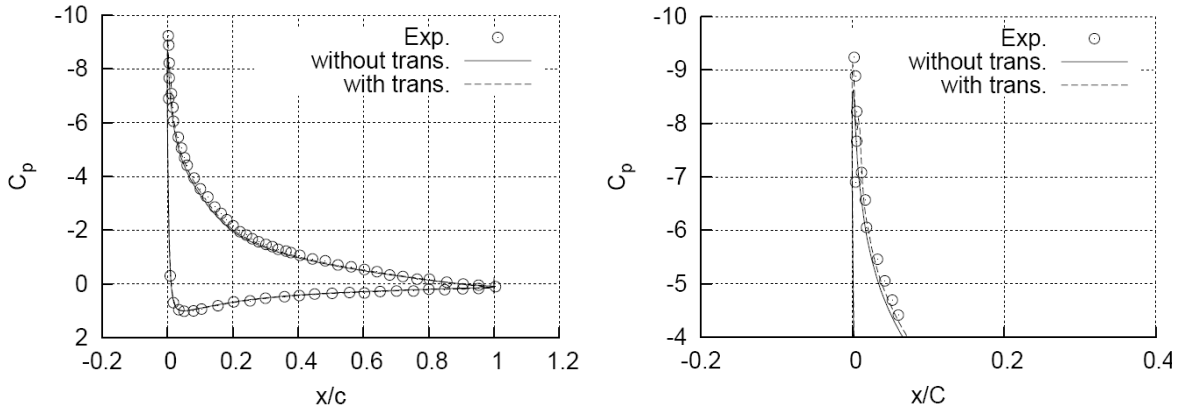


Abbildung 2-63: Druckverteilung (links) und ein Ausschnitt an der Position der Saugspitze (rechts) für eine vollturbulente Rechnung und eine Rechnung mit einer Umschlagsposition an der Position der Transitionsstreifen im Experiment.

Rechnungen für die vereiste Geometrie

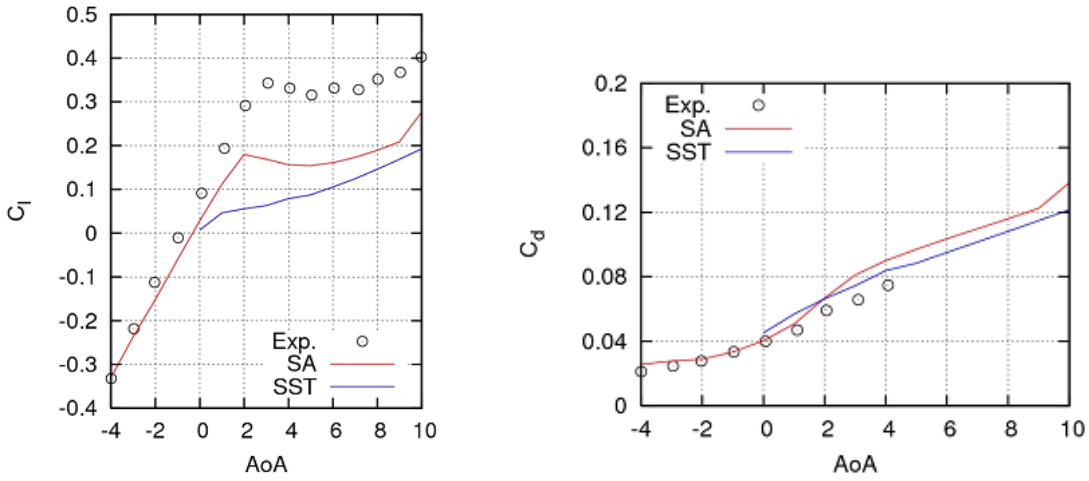
Das Flügelprofil für die vereiste Geometrie ist identisch mit dem NACA 23012 Profil, das für den unvereisten Fall verwendet wurde. Zusätzlich zum unvereisten Fall wird jedoch eine viertelkreisförmiger Eisansatz mit einer Höhe von 1,39% der Flügeltiefe bei 10% Flügeltiefe angebracht. Die flache Seite des Viertelkreises steht normal zur Anströmung, siehe Abbildung 2-59. Ein solcher Eisaufbau ist repräsentativ für eine Eisleiste, die sich hinter einem Eisschutzsystem nach dem Durchflug durch ein SLD (Supercooled Large Droplets) Vereisungsgebiet bildet.

Für die Berechnung der Umströmung der vereisten Geometrie wurden folgende Turbulenzmodelle verwendet:

1. das Spalart-Allmaras (S-A) Eingleichungsturbulenzmodell
2. das Menter Shear Stress Transport (SST) Zweigleichungsturbulenzmodell
3. das differentielle SSG/LRR-ω Reynoldsspannungsmodell (RSM) der DLR
4. die delayed detached eddy Simulation (DDES)

Für das Profil mit Eisleiste konnte nur mit dem S-A Modell im gesamten Anstellwinkelbereich eine stationäre Lösung erzielt werden. Die Rechnungen mit dem SST Modell musste beginnend bei einem Anstellwinkel von 5° zunächst instationäre angerechnet werden bis die Lösung einigermaßen stationär wurde. Zu diesem Zeitpunkt war es schließlich möglich, auf eine stationäre Rechnung umzuschalten bis schließlich Konvergenz erreicht wurde. Für das RSM Modell war nur ein vollständig instationäre Lösung möglich.

Leider stellte sich heraus, dass trotz des hohen Rechenaufwands für die instationären Rechnungen, die Ergebnisse der SST und RSM Turbulenzmodelle weiter als die Ergebnisse des S-A Modells vom Experiment entfernt sind. In Abbildung 2-64 sind die Ergebnisse für das S-A und das SST Turbulenzmodell dargestellt. Mit dem RSM Modell wird für a > 0° kein signifikanter Auftriebsanstieg mehr berechnet. Daher sind die entsprechenden Resultate hier nicht dargestellt.



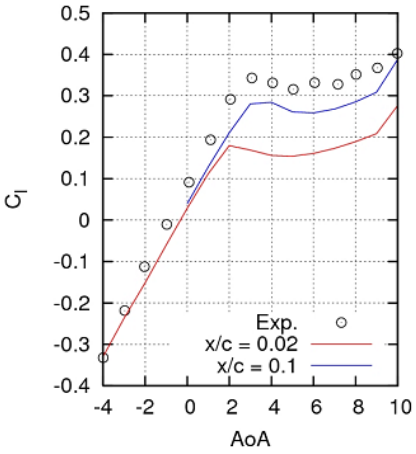
(a) Auftrieb (b) Widerstand

Abbildung 2-64: Auftrieb und Widerstand für die vereiste Geometrie berechnet mit einem Spalart-Allmaras und einem Menter SST Turbulenzmodell.

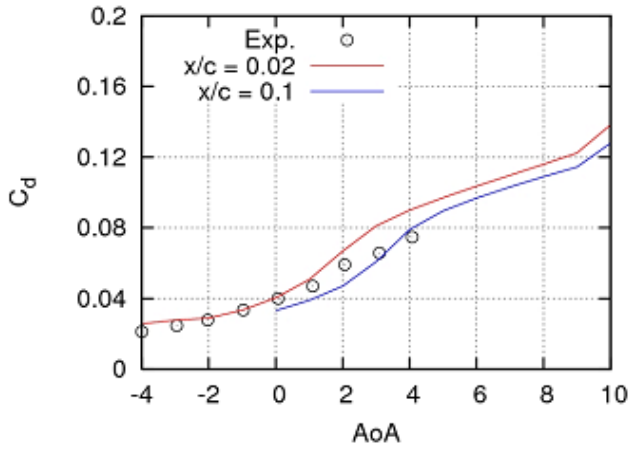
Auch hier wurden verschiedene numerische Versuche unternommen, um den Grund zu klären, weshalb die Rechnungen so weit vom Experiment entfernt lagen. Unter anderem wurde festgestellt, dass eine weitere Verfeinerung des Gitters keine Veränderung des Ergebnisses bewirkte und man die Lösung etwas verbessern kann, wenn die numerische Dissipation des Verfahrens vermindert, in dem man die konvektiven Terme in den Transportgleichungen durch ein Schema 2. Ordnung diskretisiert. Die Ergebnisse dieser Diskretisierung sind bereits in Abbildung 2-64 enthalten.

Eine weitere Untersuchung wurde durchgeführt, ob die Position der Transition auch für die Geometrie mit Eisansatz einen Einfluß auf die Übereinstimmung von Rechnung und Experiment hat. Im Versuch wurde ein Transitionsstreifen bei 2% Flügeltiefe angebracht. Allerdings tritt der Umschlag auf dem NACA 23012 Profil ohne Eisansatz und ohne künstliches Erzwingen der Transition auf der Oberseite erst bei 14% Flügeltiefe auf. Von daher lag die Vermutung nahe, dass der laminar-turbulente Umschlag nicht am Transitionsstreifen, sondern erst an dem Hindernis, das den Eisansatz darstellt, auftritt.

Die Ergebnisse von zwei Vergleichsrechnungen für die vereiste Geometrie mit einem in der Rechnung fixierten Umschlagspunkt bei 2% und bei 10% (Position des Eisansatzes) sind in Abbildung 2-65 dargestellt. Man erkennt, dass die Rechnung für einen späteren Umschlag viel näher an dem im Experiment gemessenen Auftrieb liegen. Auch der Widerstand scheint zumindest für Anstellwinkel > 2° besser übereinzustimmen.



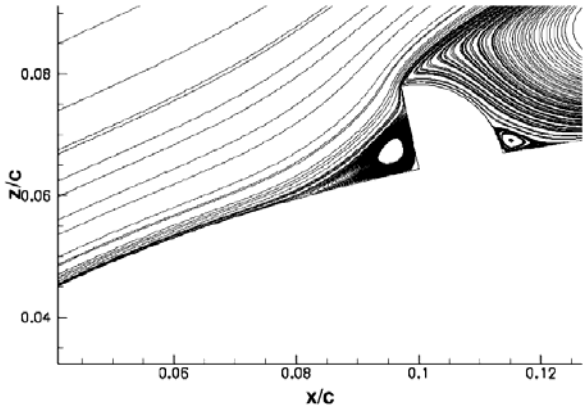
(a) Auftrieb



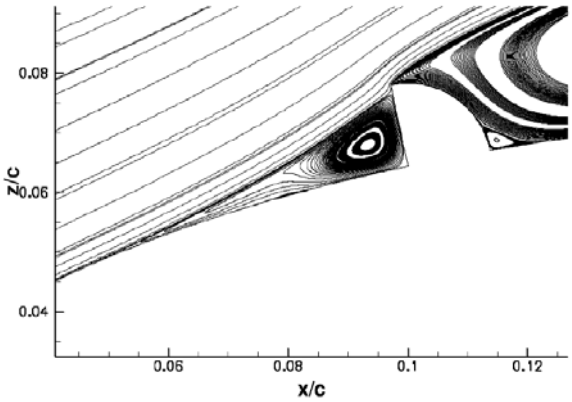
(b) Widerstand

Abbildung 2-65: Einfluß der Transitionsposition auf die Übereinstimmung zwischen Rechnung und Experiment für Auftrieb und Widerstand.

Die verzögerte Transition bewirkt offensichtlich eine frühere Ablösung der laminaren Grenzschicht, was zu einem größeren Rezirkulationsgebiet vor dem Eisansatz führt. Dieser Sachverhalt ist mit Hilfe von Stromlinien für die Umgebung des Eisansatzes in dargestellt.



(a) Umschlag bei x/c = 2%

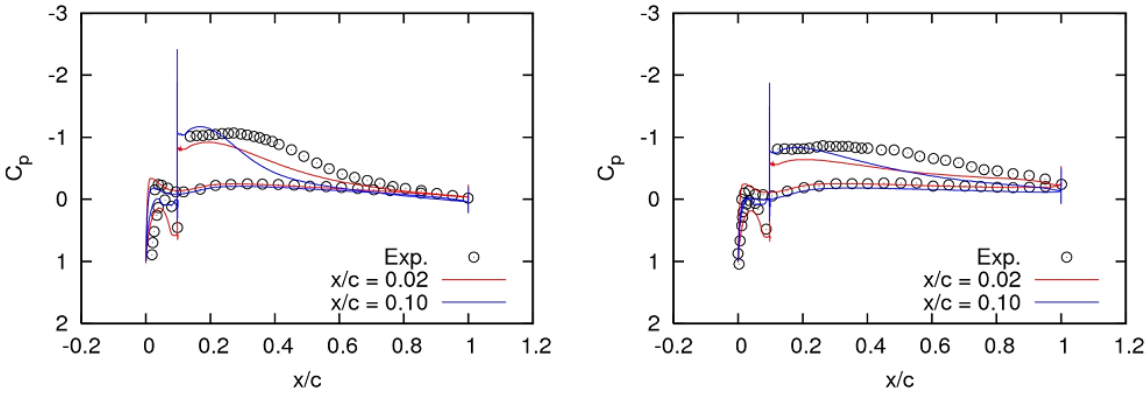


(b) Umschlag bei x/c = 10%

Abbildung 2-66: Stromlinien zur Verdeutlichung der Strömungstopologie bei unterschiedlichen Umpositionen bei x/c = 2% (links) und x/c = 10%. Dargestellt ist die Strömung bei einem Anstellwinkel von α = 0°.

Der Grund für die bessere Übereinstimmung zwischen Rechnung und Windkanalversuch durch weiter rückwärtige Transition ist deutlich in der Druckverteilung für diese beiden Transitionspositionen bei einem Anstellwinkel von 2° und 4° zu sehen, siehe Abbildung 2-67. Offensichtlich wird der Eisansatz durch das größere Rezirkulationsgebiet vor dem Viertelkreis besser in die Grenzschicht eingebettet und dadurch ein höheres Druckniveau

hinter dem Eisansatz erreicht. Man erkennt allerdings auch, dass die Größe der Ablöseblase hinter dem Eisansatz zu klein vorhergesagt wird.



(a) Anstellwinkel α = 2° (b) Anstellwinkel α = 4°

Abbildung 2-67: Druckverteilung für NACA 23012 Profil mit Eisleiste bei 10% Flügeltiefe für einen Anstellwinkel α von 2° (links) und 4° (rechts). Dargestellt ist der Einfluß der Transitionsposition.

Rechnungen für die vereiste Geometrie mit DES

Für die Durchführung der DES Rechnung an der vereisten Geometrie wurde zunächst ein Anstellwinkel von 4° ausgewählt, da dies der höchste Anstellwinkel ist, für den Daten vorliegen und das Ablösegebiet sich über die komplette Lauflänge bis zur Hinterkante erstreckt.

Leider war bereits die Vorbereitung der DES Rechnung und das Suchen nach einer geeigneten Gitterauflösung so aufwendig, dass die Simulation nach Überwinden der Anlaufrechnung nur für 10 konvektive Zeiten gemittelt werden konnte, was für DDES Rechnungen eigentlich zu wenig ist.

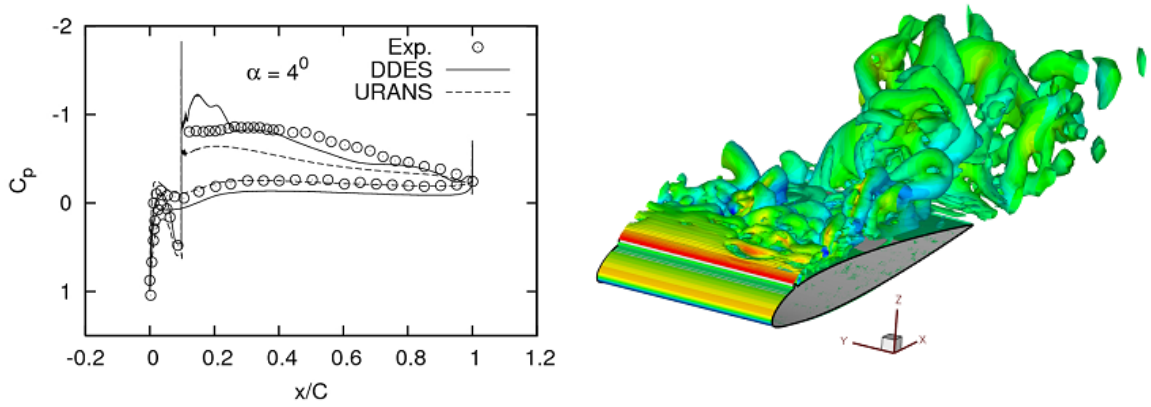


Abbildung 2-68: Druckverteilung und Isoflächen der momentanen Q-Invariante.

Trotzdem sollen hier einmal exemplarisch einige Ergebnisse für die Druckverteilung und die Wirbelstärke dargestellt werden. Man erkennt, dass auf der Oberseite des Profils eine

deutliche Verbesserung der Übereinstimmung zwischen Rechnung und Experiment erreicht werden kann.

Zusammenfassung

Trotz der großen Anlaufschwierigkeiten bei der Auswahl eines geeigneten Referenzfalles, wurden am Ende alle vom DLR versprochenen Meilensteine mit geringem Zeitverzug erfüllt. Es ergab sich, dass die üblichen Ein- und Zweigleichungsturbulenzmodelle im linearen Auftreibsbereich sehr gute Übereinstimmung mit Experimenten liefern. Für den Beginn des nichtlinearen Bereiches sollten jedoch mindestens Zweigleichungsturbulenzmodelle wie das SST oder RSM Turbulenzmodelle verwendet werden. Erstaunlicherweise stellte sich heraus, dass selbst bei einer in Windkanälen häufig anzutreffenden Reynoldszahl von der Größenordnung 10^7 die Transitionsmodellierung eine wichtige Rolle spielt und ohne Kenntnis des Umschlagspunktes große Differenzen zwischen Experiment und Rechnung bestehen bleiben.

Für vereiste Geometrien scheint z.Zt. das S-A Modell am besten geeignet zu sein. Allerdings ist auch hier eine Umschlagmodellierung erforderlich. Die Gründe für das Versagen der „besseren“ Turbulenzmodelle konnte im Rahmen dieses Forschungsvorhabens nicht geklärt werden, da keine Feldmessungen des Experiments vorlagen, mit denen man die Turbulenzgrößen hätte vergleichen können.

Die eine durchgeführte DES Rechnung deutet das Potential dieser Methode an. Jedoch ist die erforderliche Rechenzeit noch so hoch, dass derzeit noch nicht an eine produktive Verwendung im industriellen Umfeld zu denken ist.

AeroNext - AP4.2 Untersuchung des Ablöseverhaltens von Flügeln

Arbeitsziel

Das Ablöseverhalten von Flügeln stellt einen wichtigen Aspekt im Rahmen des Entwurfsprozesses dar. Neben den Anforderungen aus Perfomance Sicht, z.B. Buffet-Onset im Hochgeschwindigkeitsbereich, ist die Steuerbarkeit des Flugzeugs bei allen Bedingungen, sei es im Niedergeschwindigkeits- wie auch im Hochgeschwindigkeitsbereich, stets zu gewährleisten. Dafür ist eine genaue Ermittlung des Ablöseverhaltens bei dem Entwurf des Flügels notwendig.

Flügel mit einem oder auch zwei Triebwerken, angeordnet unter dem Flügel, sind bei Airbus bekannt. Zukünftig sind jedoch auch bei Airbus Flugzeuganordnungen denkbar, wo das Triebwerk am Heck angeordnet ist. Wenn das Triebwerk unter dem Flügel fehlt, verändert sich auch das Ablöseverhalten auf dem Flügel, was im Flügelentwurf berücksichtigt werden muss. Es gibt neben dem Profilentwurf und der Flügelflächenbestimmung eine Reihe von Hilfsmittel, um das Ablöseverhalten zu beeinflussen, z. B. Vortex Generators, Fences, Slots.

Um deutlich den Widerstand zu senken, ist die Nutzung der Laminarströmung auf dem Flügel eine wirkungsvolle Massnahme. Jedoch sind die oben beispielhaft beschriebenen Hilfsmittel schädlich für die Erhaltung der laminaren Strömung auf dem Flügel.

In diesem Arbeitspaket soll das Ablöseverhalten an bisher bei Airbus nicht realisierten Konfigurationen untersucht werden. Ziel ist es, Entwurfsprinzipien herauszuarbeiten, die für spätere konkrete Entwürfe verwendet werden können.

Ausgehend von einer bekannten Konfiguration, nämlich der A320, soll der Einfluss des Triebwerks auf das Ablöseverhalten untersucht werden.

Im weiteren Schritt sollen auch Einflüsse eines Laminarflügelentwurfs untersucht werden. Von Bedeutung ist bei den Untersuchungen besonders auch die Integration von Niedergeschwindigkeits- und Hochgeschwindigkeits Aspekten.

- Verbesserung des Ablöseverhaltens von Laminarflügeln
- Verbesserung der Low und High Speed Integration
- Verbesserung der Flugleistungen

Arbeitsbeschreibung

- Untersuchung des Ablöseverhaltens existierender Flügel
    - Turbulenter Flügel (A320 mit & ohne Triebwerk)
- Untersuchung des Ablöseverhaltens von Laminarflügel
    - MPC75-Lamniarflügel, skaliert auf eine grössere Fläche
- Bewertung & Zusammenfassung

Partner im Unterauftrag

- DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Göttingen, Ansprechpartner: Dr. Henning Rosemann.

Arbeitsergebnisse

- Entwurfsprinzipien für akzeptables Ablöseverhalten an Flügeln ohne Triebwerk
- Demonstration eines Entwurfs mit Änderungen am Ablöseverhalten im Vergleich mit Flügeln mit einem Triebwerk

Die Arbeiten zum Arbeitspaket „Wing Stall Investigation“ befassen sich mit dem Ablöseverhalten von Laminarflügeln ohne Hochauftriebselemente. Rechnungen mit dem DLR RANS Verfahren Tau auf Centaur Netzen werden zur Bestimmung des Ablöseverhaltens benutzt. Durch Modifikation der Flügelnase kann das Ablöseverhalten der Laminarflügelströmung beeinflusst werden, jedoch ist die Auswirkung auf die High Speed Leistungen dabei zu berücksichtigen. Rechnungen der Flügel-Rumpfkombination zeigen des Ablöseverhalten bei niedrigen Machzahlen.

Im Folgenden wird eine kurze Zusammenfassung der technischen Ergebnisse des AP4.2 gegeben. Entsprechende detaillierte technische Berichte wurden von Airbus und DLR während der Projektlaufzeit erstellt.

Ablöseverhalten an einer konventionellen und Laminarflügelkonfiguration

Als konventionelle Konfiguration wurde eine konventionelle Geometrie mit und ohne Triebwerk und als Laminarflügelkonfiguration das MPC 75 mit einem Laminarflügel untersucht, bei der die Triebwerke am hinteren Rumpf angeordnet sind, jedoch in den Rechnungen nicht weiter betrachtet werden, Abbildung 5-13.

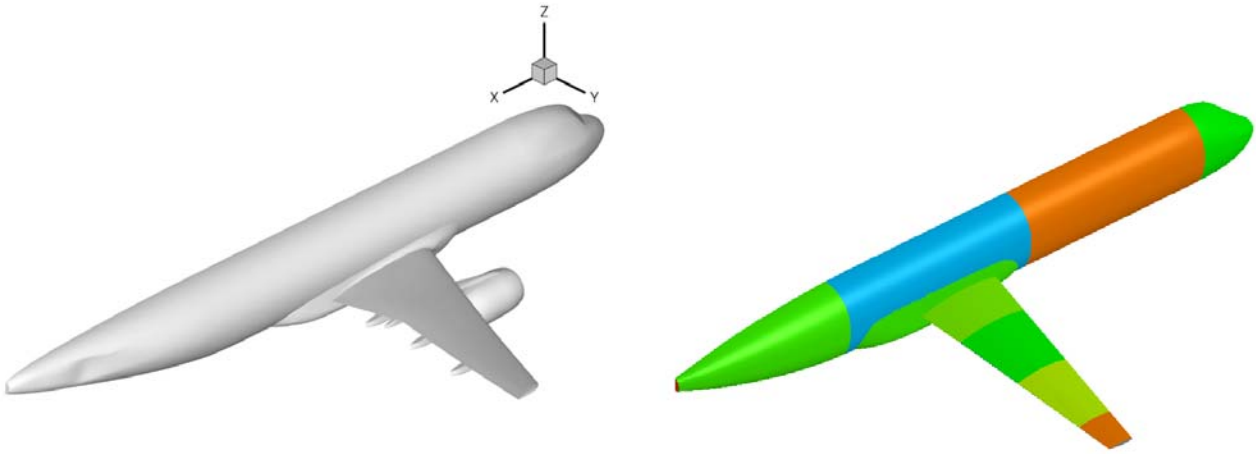


Abbildung 2-69: Konventionelle Geometrie mit Triebwerk und MPC 75 mit Laminarflügel

Das DLR hat CFD Rechnungen für die Konfiguration mit und ohne Triebwerk bei Windkanal- und Flugreynoldszahl, Re=6.5* und Re=20*10^6, und einer Machzahl M=0.2 durchgeführt, Ref 4.2-6. Dabei hat sich gezeigt, dass das Ablöseverhalten nur wenig von der Reynoldszahl beeinflußt wird, aber die Triebwerke einen starken Einfluss ausüben. Bei hohen Anstellwinkeln bestimmen die Triebwerke das Ablöseverhalten im Innenflügel. Ohne Triebwerk beginnt die Flügelablösung mehr in der Flügelmitte, wie die lokale Auftriebsverteilung in eigt.

Das Ablöseverhalten der MPC 75 Konfiguration ist an zwei verschiedenen Laminarflügeln, die sich durch eine Nasenmodifikation unterscheiden, bei Windkanal-Reynoldszahl Re=4.8*10^6 und Machzahl M=0.20 untersucht worden. Während der Laminarflügel eine deutliche Nasenablösung im Außenbereich zeigt, wird durch die Nasenmodifikation diese Ablösung erheblich reduziert und der Strömungseinbruch zu höheren Anstellwinkeln verschoben, siehe untere Abbildung. Durch die Nasenmodifikation wird aber der laminare Strömungsbereich im Reiseflug reduziert, was zu einer Erhöhung des Reiseflugwiderstandes führt.

MPC75 ohne LE mod

MPC75 mit LE mod

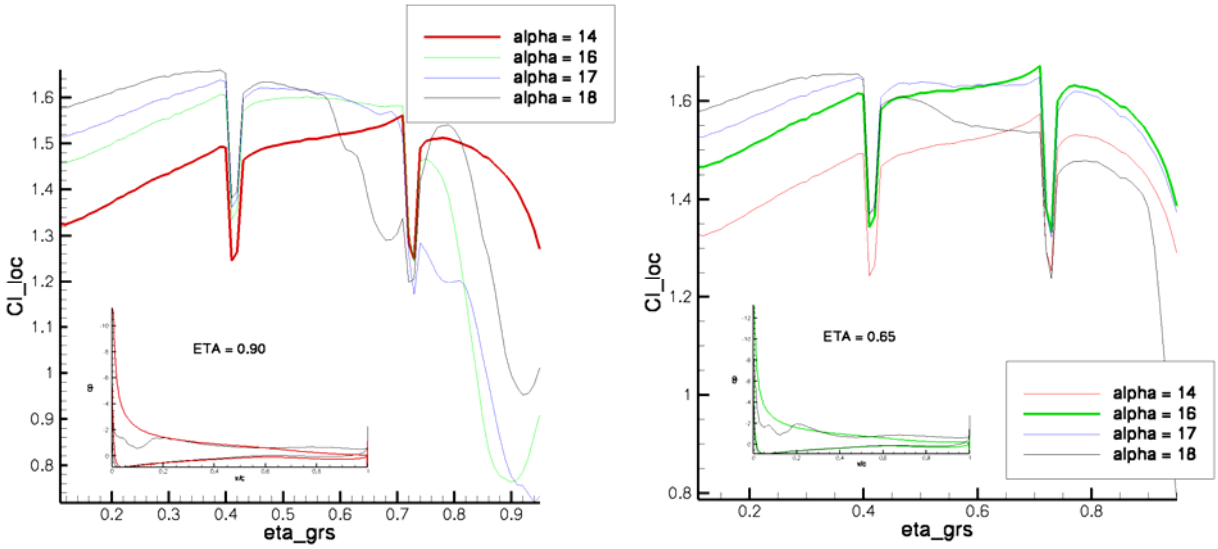
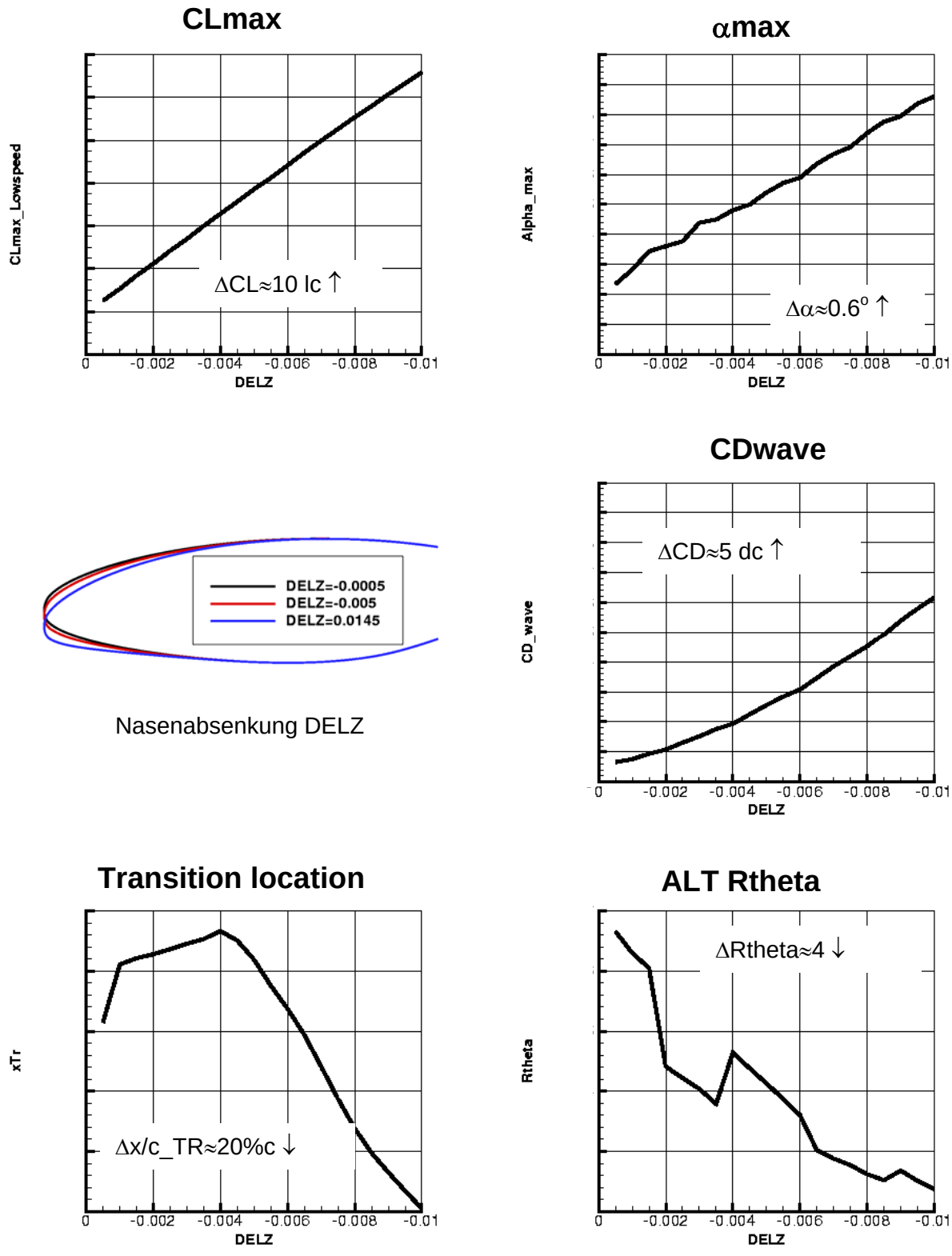


Abbildung 2-70: lokale Auftriebsverteilung des MPC 75 mit und ohne Nasenmodifikation, M=0.20 und Re=4.8*10^6

Designmodifikationen zur Beeinflussung des Ablöseverhaltens von Laminarflügeln

Wegen der kleinen Nasenradien ist der Maximalauftrieb von Laminarflügeln niedriger als bei turbulenten Flügeln und wird meistens durch eine Nasenablösung begrenzt. Eine Nasenmodifikation (nose droop) ist eine bekannte Designmaßnahme das Ablöseverhalten zu verbessern, beeinflusst aber gleichzeitig den Reiseflugwiderstand bei Laminarflügeln über den Wellenwiderstand und die Ausdehnung des laminaren Strömungsbereiches.

Zunächst ist systematisch die Auswirkung der Geometrieparameter einer Nasenmodifikation auf den Maximalauftrieb an einem Laminarprofil untersucht worden. Der Einfluss der modifizierten Nasengeometrie wurde dann auch im Reiseflug auf den Wellenwiderstand und die laminar-turbulente Transitionslage hin bewertet. Unten stehende Abbildung zeigt als Beispiel den Einfluss des Parameters Nasenabsenkung DELZ auf die Low and High Speed Leistung. Während des Entwicklungsloops eines Laminarflügels sind Nasenmodifikationen in Spannweitenrichtung zur Verbesserung des Ablöseverhaltens unter Berücksichtigung der High-speed Performance eingeführt worden, siehe Abbildung.



Nasenabsenkung DELZ

Abbildung 2-71: Einfluss des Nasenparameters DELZ auf die Low und High Speed Leistung

Um auch im Innen- und Mittelflügelbereich laminare Strömungsbereiche zu erhalten, sind die Nasen für den Flügel NLF23 gegenüber dem Ausgangsflügel NLF14 dünner gemacht worden, was aber zu einem erheblichen Einbruch im Maximalauftrieb führt und die Flügelablösung vom Tip zum Innenbereich verschiebt, Abbildung 4.2-7. Durch Einführung eines „Nose droops“ am Außenflügel konnte der Maximalauftrieb für den Flügel NLF37 gegenüber NLF23 verbessert werden, ohne die laminaren Strömungsbereiche groß zu verändern, siehe unten stehende Abbildung.

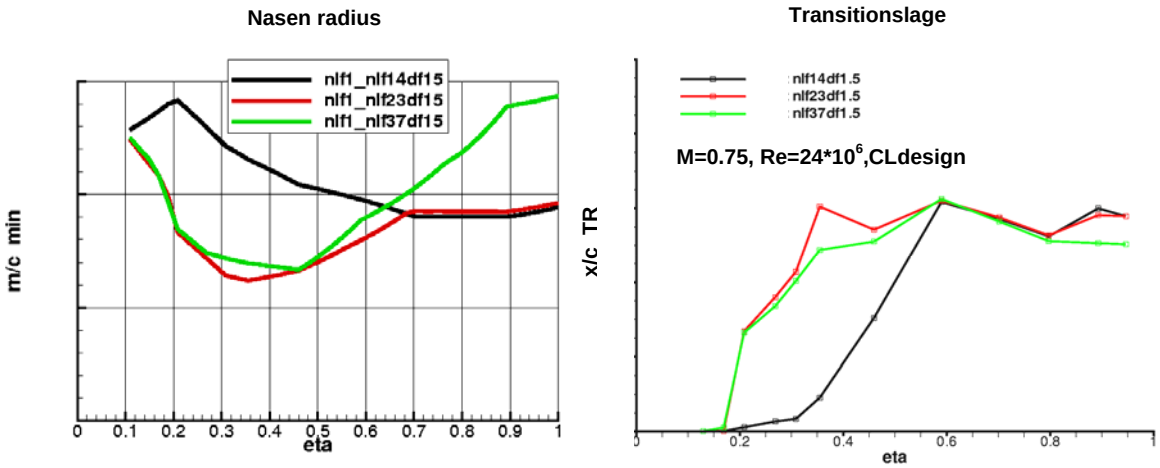


Abbildung 2-72: Nasenradius und Transitionslage über Spannweite der Laminarflügel NLF14, NLF23 und NLF37.

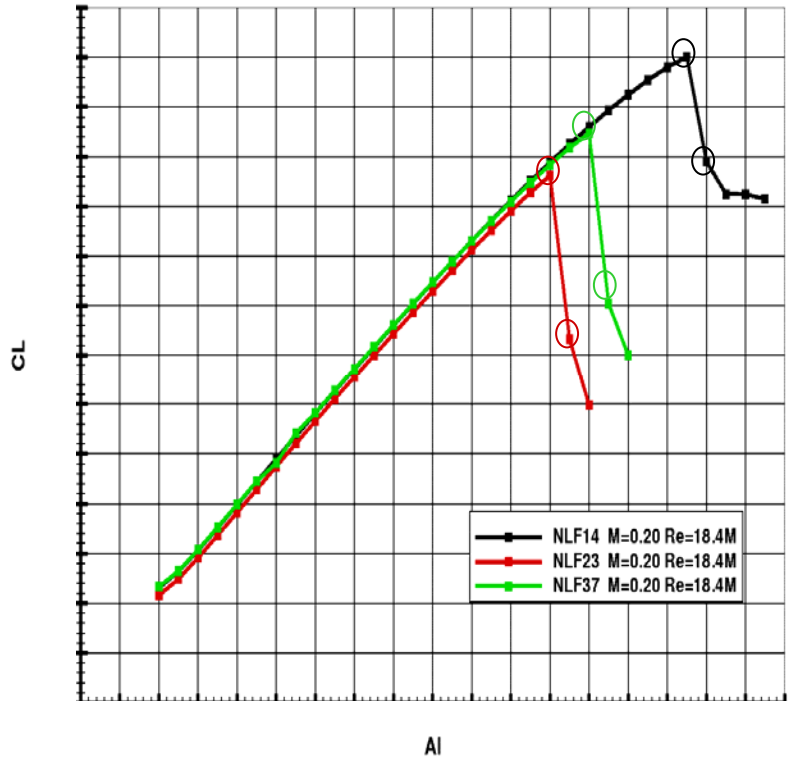
Stallverhalten von Laminarflügeln bei subsonischen Machzahlen

Neben dem Ablöseverhalten des Laminarflügels ohne Hochauftriebselemente bei kleiner Machzahl ist auch das Stallverhalten bei Machzahlen im Steigflug von Interesse. Zu diesem Zweck wurden vom DLR RANS Rechnungen mit dem Tau-Code mit den drei Laminarflügeln bei Machzahlen von M=0.39, 0.47 und 0.59 durchgeführt, Ref 4.2-7.

Es zeigt sich, dass alle Laminarflügel einen Strömungszusammenbruch durch eine Nasenablösung bei allen Machzahlen haben. Es bildet sich zunächst eine schwache turbulente Hinterkantenablösung aus. Bei weiterer Zunahme des Anstellwinkels führt das Aufplatzen der Nasenablösung zum schlagartigen Auftriebseinbruch. Bei der subsonischen Machzahl M=0.59 bestimmen transsonische Effekte das Ablöseverhalten durch Entstehung einer stoßinduzierten Ablöseblase an der Nase, siehe Abbildung.

Die Entwicklung des Maximalauftriebes mit der Machzahl, siehe Abbildung, zeigt einen starken Einbruch von M=0.20 zu 0.39, verursacht durch das Einsetzen kompressibler Effekte. Die Unterschiede im Maximalauftrieb zwischen den drei Laminarflügel verschwinden mit weiterer Zunahme der Machzahl von M=0.39 zu M=0.59 durch das Einsetzen transsonischer Effekte.

Die numerische Simulation der Strömung bis zum Ablösebereich ist dem DLR RANS Verfahren TAU und dem SAE Turbulenzmodell durchgeführt worden.



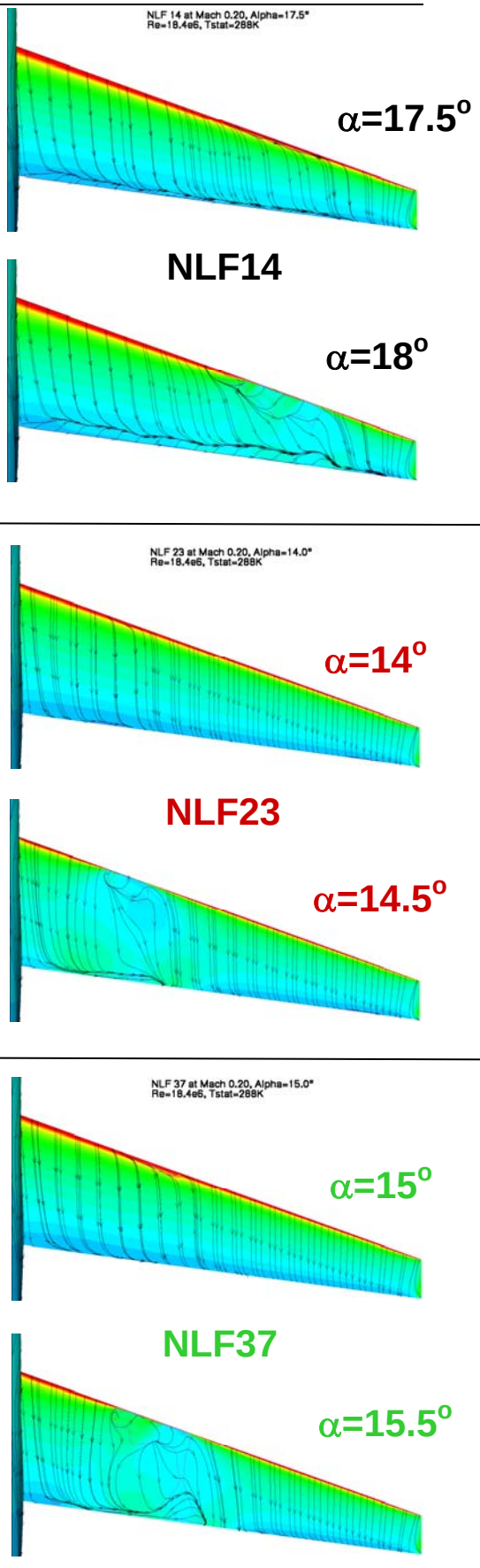
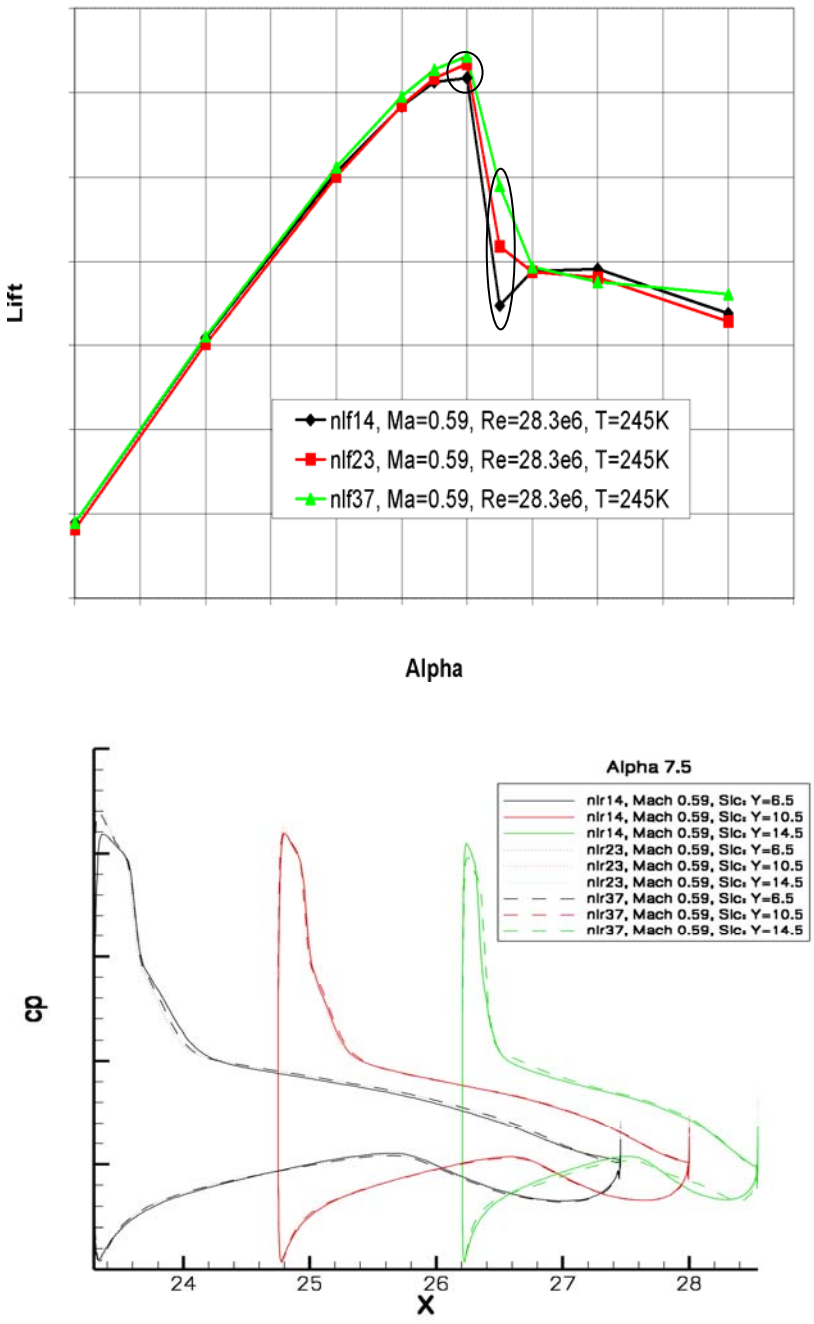


Abbildung 2-73: Auftriebspolare und Wandstromlinien der Laminarflügel NLF14, NLF23 und NLF37 bei Machzahl M=0.2 und Re=18.4*10^6.



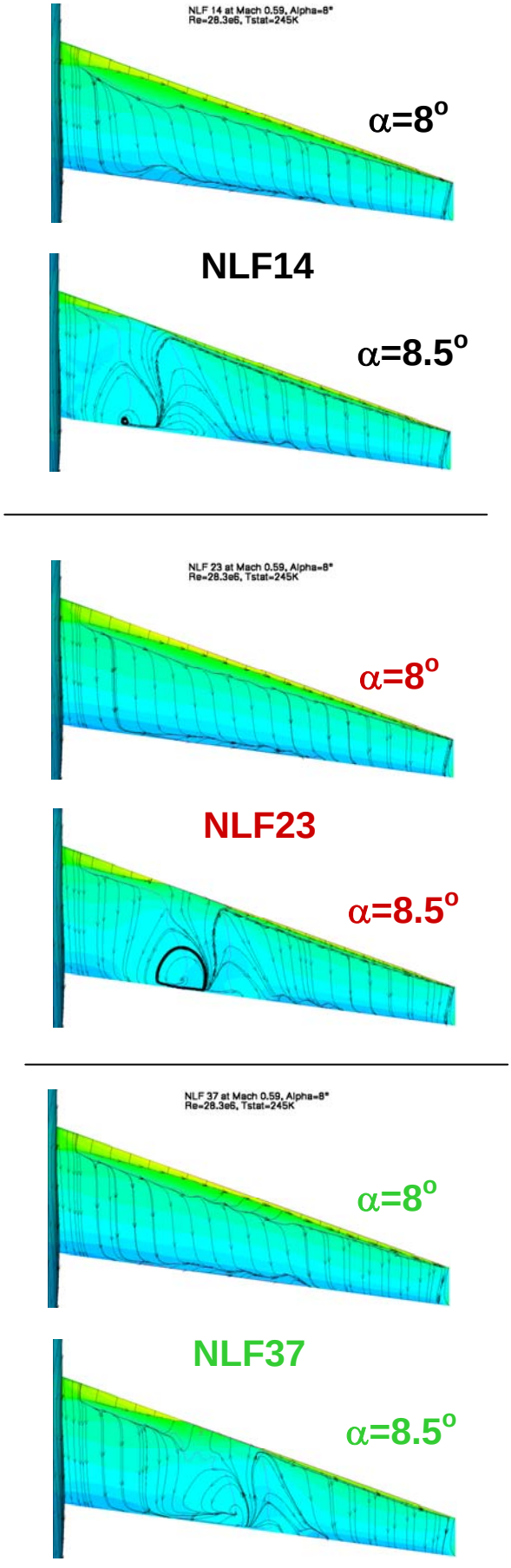


Abbildung 2-74: Auftriebspolare und Wandstromlinien der Laminarflügel NLF14, NLF23 und NLF37 bei Machzahl M=0.59 und Re=28.3*10^6. Druckverteilungen an drei spannweitigen Stationen bei α=7.5°

AeroNext - AP 4.4 Hochauftriebsentwurf und Modellvorbereitung

WP4.4 Adv. HL design – High Rey Testing (HIREX) Expertise, Objectives, Outcome/Deliverables, Issues

Part b): High Reynolds number verification aerodynamic design verification

Technical Objectives	Outcome / Deliverables	Open / critical issues
• Aerodynamic assessment of High-Lift configurations under consideration of advanced design and integration aspects that meet future aircraft needs • Assessment of a High-lift configuration with spoiler droop at high Reynolds conditions in the ETW facility	• Aerodynamic High-lift Design and WT model preparation completed • ETW entry completed 2009 • Preliminary analysis available	• NTR

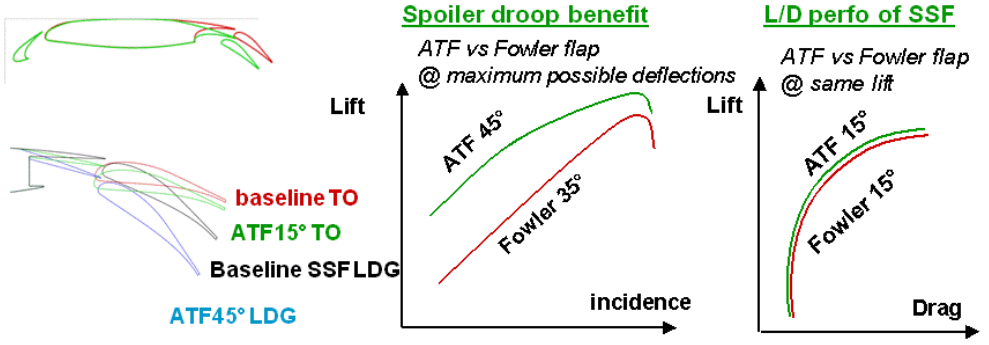
© AIRBUS DEUTSCHLAND GmbH. Alle Rechte vorbehalten. Vertraulich und gesperrtes Dokument.

WP4.4 Adv. HL design – High Rey Testing (HIREX) Technical work and results

Motivation for High-lift solutions enabling new aircraft concepts

Enhanced low speed aerodynamic performance, by combining a Single Slotted Flap (SSF) with Spoiler Droop (ATF) advantages:

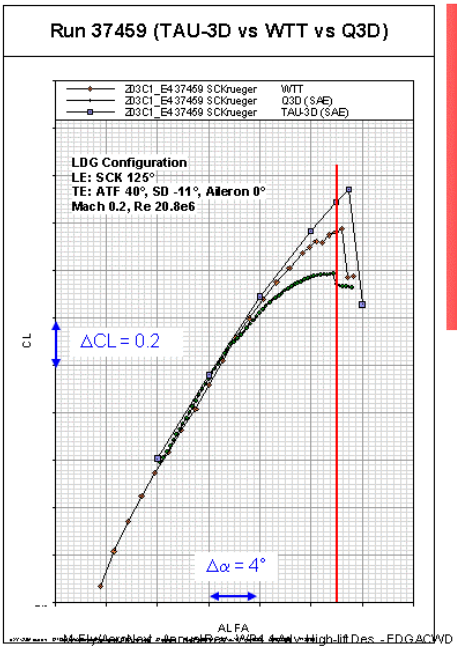
- Higher linear lift (tail strike) compared to SSF due to additional camber
- Higher maximum lift compared to SSF due to higher flap deflection enabled by spoiler droop
- T/O L/D performance similar to SSF due to optimum T/O setting

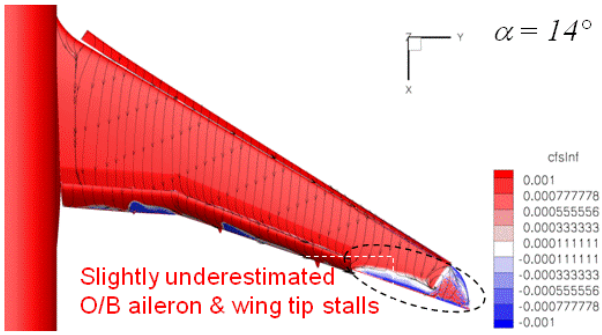


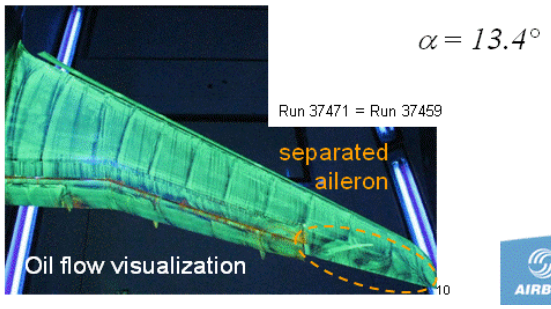
© AIRBUS DEUTSCHLAND GmbH. Alle Rechte vorbehalten. Vertraulich und gesperrtes Dokument.

WP4.4 Adv. HL design – High Rey Testing (HIREX) Technical work and results

Investigations based on previous projects (low Re WT vs. CFD)





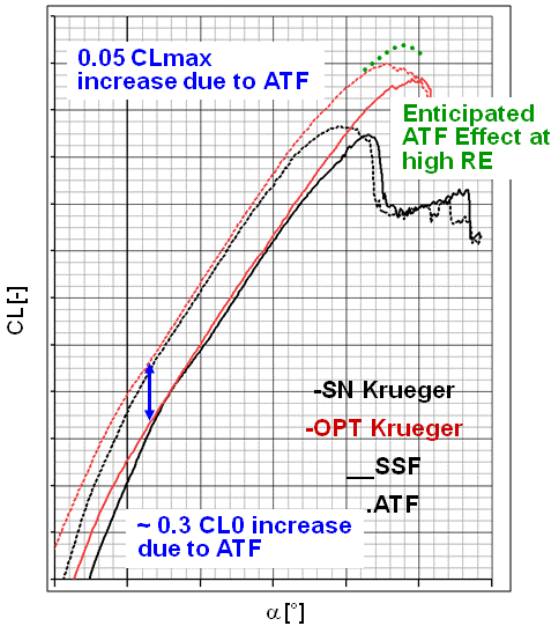


WP4.4 Adv. HL design – High Rey Testing (HIREX) Technical work and results

- The HIREX model was used to improve the aerodynamic understanding of the Spoiler droop performance potential in combination with a large chord SSF at flight Reynolds number.
- The model used is the 1:12.7 scale HIREX model
- The WT entry was conducted in the European Transonic Wind Tunnel (ETW) in November 2009
- The particularity of ETW is it's cryogenic testing capability. In combination with a pressurization capability of the WT, full aircraft flight conditions can be simulated.

R&T Mid-Rey ETW testing for A30X Landing config: ATF40 vs SSF35

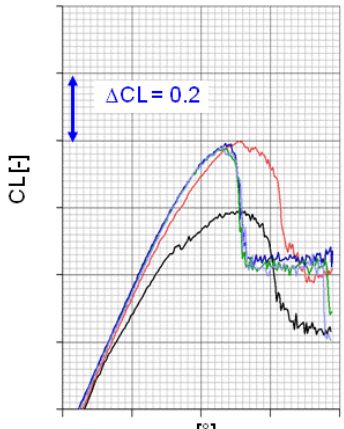
- The ATF40 vs SSF35 runs are both done with a Krueger leading edge
  - This suffers with premature root stall so the true potential of both trailing edges cannot be assessed.
- The ATF40 increases CL0 by 0.3CL inline with previous low Re Bremen LSWT entry



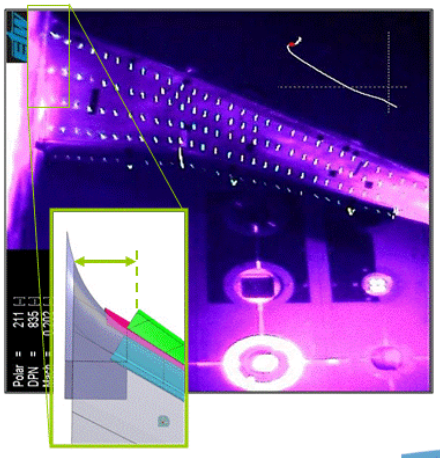
Effect of increased Reynolds number from ETW testing

WP4.4 Adv. HL design – High Rey Testing (HIREX) Technical work and results

- For the full potential LE configurations (Krueger) the test indicated a wing root stall masking the full potential of the ATF configuration
- The key lessons learned were regarding the inboard extend and design of the leading edge device
  → For "conventional" aircraft configurations this has been hidden by the engine effect



Effect of increased Reynolds number from ETW testing



WP4.4 Adv. HL design – High Rey Testing (HIREX) Conclusions and Outlook

Conclusions:

- ETW Increments confirm BLSWT expectations in the linear CL-alpha range
- Lessons learned:
  - Krueger CLmax limited by root stall
    - masking the full CLmax potential of the ATF
  - The distance from wing root to inboard device is essential for nacelle-off high-lift wing design
    - for 'classic' configurations this has been hidden by the engine
- Knowledge transferred to HIREX2 Aero & model design

Outlook:

- Potentially use HIREX2 WT entry for confirmation of technology

© AIRBUS DEUTSCHLAND GmbH. Alle Rechte vorbehalten. Weitergabe und jegliche Nutzung dieses Dokuments.

LuFo IV – R&T Annual Project Review Meeting June 2010

Presented by

Karsten Schröder, Adrian Eberle et al.
Airbus Operations Deutschland GmbH

Task 4.4 Advanced High-lift Design
WP 4 Stalled Wing - Borders of flight envelope
Annual Review, June 2nd – 3rd, 2010, Bremen, Germany

Airbus Reference Number of the Document/Presentation

WP4.4 Adv. HL design – Aero- & WT model design (HIREX2) Expertise, Objectives, Outcome/Deliverables, Issues

Skill / Expertise:

- Airbus-D
  Aerodynamic High-Lift Design

Part a): Aerodynamic design of a high-lift configuration and large scale wind-tunnel model

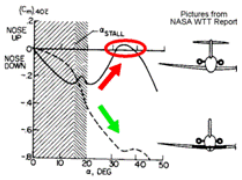
Technical Objectives	Outcome / Deliverables	Open / critical issues
• Aerodynamic assessment of High-Lift configurations under consideration of novel design and manufacturing concepts and integration aspects that meet future A/C needs • Complete High-Lift process including preliminary High-Lift design, preparation of modular low speed wind tunnel model capable for high Re testing and the evaluation of test results	• Aerodynamic High-Lift Design completed • Model specification competed • WT Model Design & Manufacture activities completed	• Analysis and evaluation on hold due to postponement of WTT

© AIRBUS DEUTSCHLAND GmbH. Alle Rechte vorbehalten. Vertrauliche und gesetzlich geschützte Dokumente.

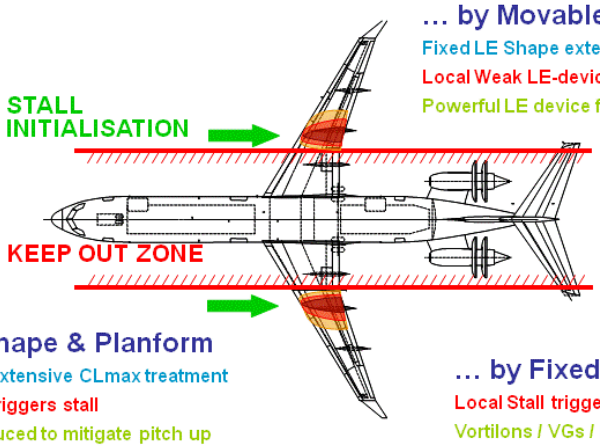
WP4.4 Adv. HL design – Aero- & WT model design (HIREX2) Technical work and results

Motivation for High-lift solutions enabling new aircraft concepts

Configurations without wing mounted engines and T-Tail require dedicated attention towards tailoring the stall behavior to acceptable handling quality requirements.



Pitch behavior of wing/AC concepts



… by Movables
Fixed LE Shape extensive CLmax treatment
Local Weak LE-device triggers stall
Powerful LE device for CLmax

… by Shape & Planform
LE Shape extensive CLmax treatment
LE Shape triggers stall
Sweep reduced to mitigate pitch up

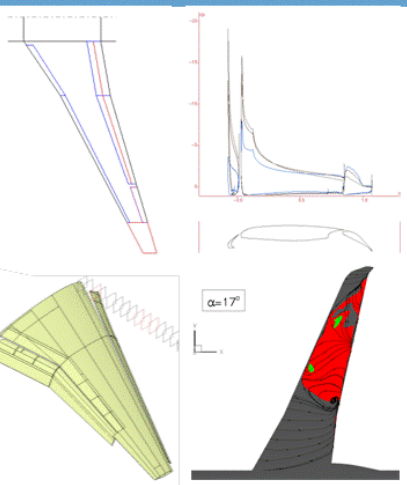
… by Fixed Devices
Local Stall trigger devices
Vortilons / VGs / Fences

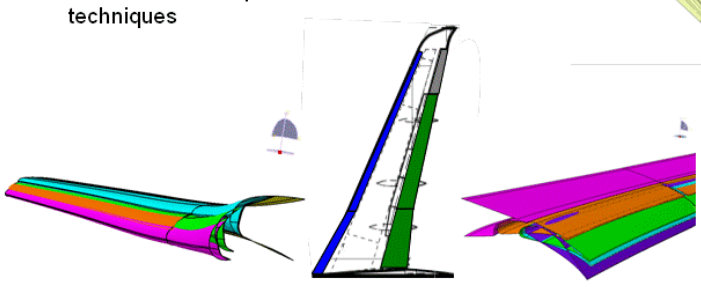
© AIRBUS DEUTSCHLAND GmbH. Alle Rechte vorbehalten. Vertrauliche und gesetzlich geschützte Dokumente.

WP4.4 Adv. HL design – Aero- & WT model design (HIREX2) Technical work and results

Aerodynamic Design

- Preliminary H/L Design by means of rapid CFD methods
  - Plan form definition
  - Reference configuration established and alternative layouts selected
- Aerodynamic High-Lift Design and CFD computations
  - 3D CATIA
  - High sophisticated CFD conducted
- Complete Test specification
  - Wind tunnel model specification
  - Test content and specification of measurement techniques

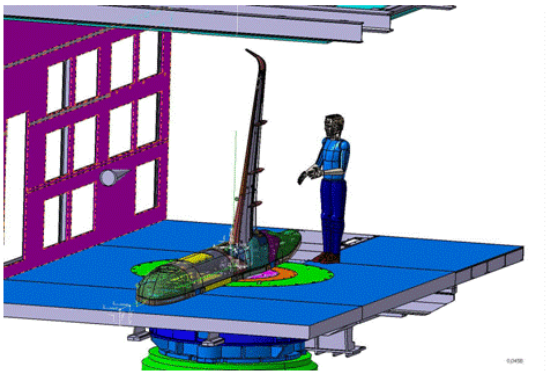


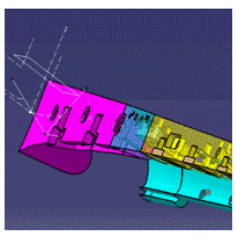


WP4.4 Adv. HL design – Aero- & WT model design (HIREX2) Technical work and results

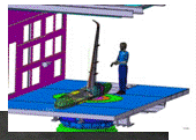
Large scale half-model design and manufacture

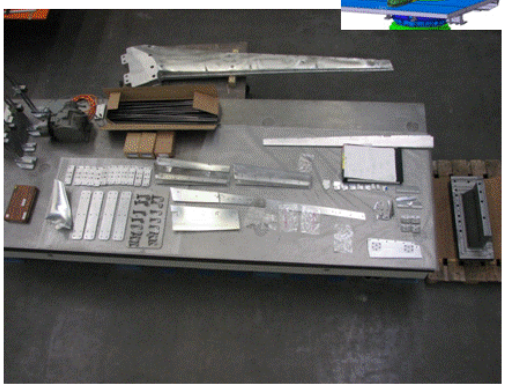
- Model Design and Manufacturing
  - Design of modular W/T model and drawings – under consideration of high Re test conditions (highly loaded model)
  - Manufacturing
  - Integration





WP4.4 Adv. HL design – Aero- & WT model design (HIREX2) Technical work and results





HIREX 2 wind tunnel model pieces: set-up, peniche, fuselage, wing, high lift devices for leading edge and trailing edge

© AIRBUS DEUTSCHLAND GmbH. Alle Rechte vorbehalten. Vertraulich und geschützte Dokument.

WP4.4 Adv. HL design – Aero- & WT model design (HIREX2) Conclusions and Outlook

Conclusions

- Rapid and high efficient process chain of aerodynamic High-Lift design tailored to A/C needs under consideration of multidisciplinary constraints could be demonstrated
- Little delays during design phase could be recovered by well established model D&M process chain

→ all results require closely linked process steps and well established communication skills

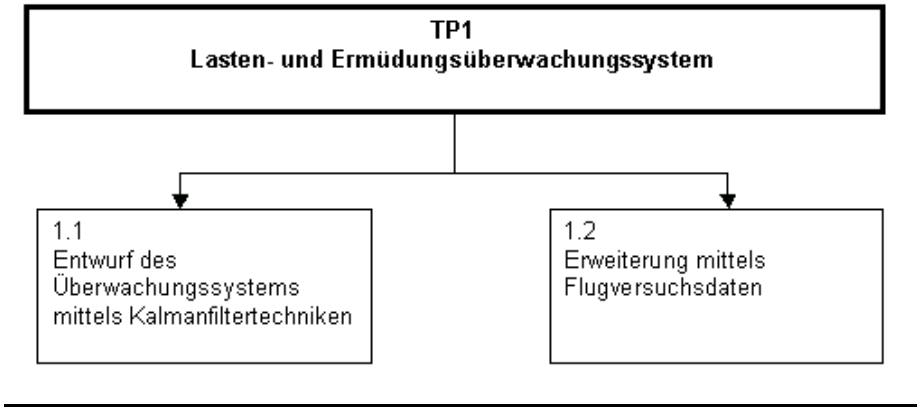
Outlook

- Final model integration work to be completed
- Analysis of test results to be conducted after completion of WTT

© AIRBUS DEUTSCHLAND GmbH. Alle Rechte vorbehalten. Vertraulich und geschützte Dokument.

2.5 Optodyn - TP 1 Lasten- und Ermüdungsüberwachungssystem

Organisation von Arbeitspaket TP1



Arbeitsziel

Das Teilprojekt adressiert die In-Flight Überwachung von Lastspitzen und Ermüdungslasten mit folgenden Zielsetzungen:

Erhöhter Komfort und Sicherheit bei Böen.

Gewichtsreduzierung und damit Reduktion des Kraftstoffverbrauchs und der Emissionen, Erhöhung der Wirtschaftlichkeit.

Reduktion der Bodenstandzeit (z.B. infolge von Jahrhundertböen, extern verursachten Unfällen, Pilotenfehlern, hard landing).

Arbeitsbeschreibung

Ausgangspunkt für das Lasten- und Ermüdungsüberwachungssystem ist ein echtzeitfähiges Modell der Gesamtflugzeugdynamik (Flugmechanik, Aerodynamik, Struktur, Gewicht, Systeme, aeroservoelastische Wechselwirkungen, Lasten, vgl. das sogenannte Total dynamic aircraft model aus dem Vorgänger-Lufo-Vorhaben MODYAS). Dieses wird in Form eines hochdimensionalen Differentialgleichungssystems mit Steuerflächen- und Böeneingangsgrößen formuliert. Das Modell wird mit möglichst vielen Messinformationen der Gesamtflugzeugdynamik gefüttert, z.B. Steuerflächenausschläge, sämtliche flugmechanischen Messgrößen wie Drehraten, lokale Beschleunigungen und indirekte Böeninformationen (z.B. lokale Anstellwinkelmessung). Unter Nutzung von Erfahrungen bei dem KMU Dmecs und der TU Hamburg-Harburg werden hierbei über einen erweiterten Kalman-Filter- und (Luenberger) Beobachter-Ansatz aus diesem Modell anhand der Messinformation die groß-, mittel- und kleinskaligen Lasten und auch Beschleunigungen bzw. Lastfaktoren an jedem beliebigen Punkt des Flugzeugs ermittelt. Die grossskaligen Lasten und Beschleunigungen sind wesentlich für die Lastenüberwachung, die mittel- und kleinskaligen Lasten und Beschleunigungen bzw. Lastfaktoren sind wesentlich für die Ermüdungsüberwachung.

Der wissenschaftliche Kernaspekt dieses Lasten- und Ermüdungsüberwachungssystems ist die Fähigkeit die fehlende direkte Böenmessinformation hinreichend genau in ihrer Auswirkung auf die Lasten zu schätzen. Entsprechend wird im Beobachter die Rückführmatrix, die das Modell d.h. das Differentialgleichungssystem auf Basis der vorhandenen Messinformationen korrigiert, nicht entsprechend dem klassischen Kalman-Filter- und (Luenberger) Beobachter-Ansatz entworfen, sondern so dass diese Böenkorrektur (unter Berücksichtigung der Modellvereinfachungen im Differentialgleichungssystem) optimal ist im Hinblick auf die zu ermittelnde Last. Hierbei werden auch unterschiedliche Flug(zeug)zustände einschließlich unterschiedlicher Beladungszustände berücksichtigt. Es wird daher auch im Folgenden von einem Böen- bzw. Lastenbeobachter (anstelle eines erweiterten Kalman-Filter- und (Luenberger) Beobachters) gesprochen; sowie von einem Gain-Set anstelle einer Rückführmatrix. Anhand von Flugversuchs- und Simulationsdaten werden die Kalman-Filter-und (Luenberger) Beobachter-Ansätze, d.h. der Böen- bzw. Lastbeobachter bzw. das zugrundeliegende Modell/Differentialgleichungssystem erweitert und können sofern erforderlich mit neuen Sensoren und zugehörigen Gesamtpositionierungsstrategien kombiniert.

Arbeitsergebnisse

Entsprechend der Arbeitsbeschreibung konnte ein erweiterter Beobachter für groß-, mittel- und kleinskaligen Lasten und damit eine Überwachungssystem für Lastspitzen und Ermüdungslasten entwickelt werden. Es konnte gezeigt werden, dass das gewählte Entwurfskonzept geeignet ist, um im Rahmen einer industriellen Verwertung entsprechende Anforderung bzgl. Genauigkeit, Robustheit und hinreichendem Verhalten/hinreichender Performance bei Sensorausfällen zu erfüllen. Der Gültigkeits- bzw. Anwendungsbereich des Lastenbeobachters wurde im Zusammenhang mit der Genauigkeit der Submodelle betrachtet.

Genauigkeit des Lastbeobachters:

Zur Steigerung der Performanz des Beobachtungssystems wurde die Erweiterung des Gültigkeitsraums untersucht. Im Rahmen dieser Studie wurden 5 verschiedene Möglichkeiten der suboptimalen Modellierung des Böenbeobachters an verschiedenen Operationspunkten durchgeführt.

Der Vergleich der durch Anwendung des sub-optimalen Beobachters erzeugten Lasten mit denen des optimalen Beobachters zeigt bei Verwendung gleicher Massenkonditionen lediglich geringe Abweichungen über einen großen Anwendungsbereich. Lediglich bei großen Massen und hohen Machzahlen kommt es zu nennenswerten Unterschieden. Es ist bemerkenswert, dass die Lasten am Seitenleitwerk wenig sensitiv gegen eine Clusterung zu sein scheinen.

Robustheit des Lastenbeobachters.

Das Ziel der Untersuchung ist die Ermittlung der Stabilität des im vorherigen Schritt modifizierten Böenbeobachters. Die Studie resultierte in der Einführung einer neuen Komponente in den Böenbeobachter-Entwicklungsprozess. Im Optimierungsprozess dienen die Eigenwerte als Randbedingungen für die Optimierung des Böenbeobachters. Abbildung 2-75 zeigt die neue Komponente des Böenbeobachter-Entwicklungsprozesses.

Die Einführung der zusätzlichen Randbedingungen in den Entwicklungsprozess stellen sicher, dass sich die Verschiebung der Eigenwerte nicht zu einer Verletzung der Stabilitätskriterien führt.

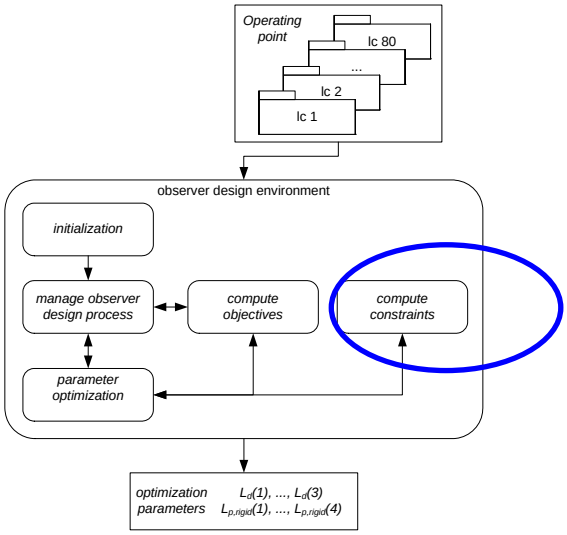


Abbildung 2-75: Prinzip eines Beobachter-Design-Prozesses

Sensorausfall

Da der Böen- bzw. Lastenbeobachter mit einem Minimalsatz an Sensorsignalen arbeitet, führt jede Verwendung von korrupten Daten zu Ergebnissen verringerter Güte oder sogar zu einem Totalausfall des Böen- bzw. Lastenbeobachters und somit zur Unfähigkeit, Lasten infolge Böenwirkung zu berechnen. Daher ist es notwendig, aufgezeichnete Signale vor ihrer Verarbeitung auf ihre Anwendbarkeit hin zu prüfen. Spezielle Routinen zur Identifikation fehlerhafter Daten wurden implementiert und führen je nach Kritikalität entweder zu einer Warnung (und Fortführung der Datenanalyse) oder aber zu einem Abbruch der Berechnung.

Verbesserung von Submodellen.

Im Rahmen dieses Arbeitspakets wurden verschiedene Aspekte des Böen- bzw. Lastenbeobachter-Setups adressiert:

- Entwicklung einer Modellerstellungsumgebung, welche eine leichte Adaptierung des Böenbeobachters auf andere Flugzeugprojekte erlaubt.
- Ableitung der Böen- bzw. Lastenbeobachter-Subkomponenten aus vorhandenen Lasten & Aeroelastik bzw. Total dynamic Aircraft Modellen (Aerodynamik, Massen, Strukturdynamik).
- Verbesserung der Parametrisierung mit dem Ziele der Erhöhung der Performanz.
- Verbesserung der Performanz sowie der Güte der Rechenergebnisse durch Optimierung des Beobachtermodells sowie der Parametrisierung. Eine Verbesserung der Ressourcen Allokierung führt zu einer einfacheren Implementierung auf der Zielplattform.

Abschließende Bewertung

Der Böen- bzw. Lastenbeobachter ist damit im Rahmen einer ersten direkten industriellen Verwertung in der Lage, die Bodenstandzeiten (z.B. infolge von Jahrhundertböen, extern verursachten Unfällen, Pilotenfehlern, hard landing) zu reduzieren und insbesondere die Flugsicherheit nach extremer Böeneinwirkung zu bewerten und somit zu verbessern.

In einem hierauf aufbauenden Schritt kann der Lastenbeobachter dahingehend verwertet werden, dass er wesentlich das zu beiträgt, das genaue und damit optimale „Design-Service-Goal“ bzw. den genauen zulässigen Betriebsumfang bzw. die zulässige Gesamtbetriebsdauer eines jeden Flugzeugs individuell entsprechend seines tatsächlichen Betriebsprofils und die zugehörige Wartungs-/Inspektionsintervalle und –umfänge zu ermitteln. Eine solche individuelle Analysemöglichkeit ist ein wichtiger Beitrag zur Öko-Effizienz zukünftiger Flugzeugfamilien.

Aufgrund der analysierten Merkmale kann der Lastenbeobachter in einer weitergehenden Verwertung mit Lastabminderungssystemen kombiniert werden und somit Strukturgewicht und damit Kraftstoffverbrauchs und der Emissionen reduzieren und Komfort und Sicherheit bei Böen-Einwirkung verbessern.

Die weiteren, technischen Ergebnisse aus TP2 bis TP10 des Projektteils OPTODYN können bei Interesse bei Herrn Dr. Michael Kordt, (Email: michael.kordt@airbus.com) oder bei Herrn Dr. Burkhard Gölling (Email: burkhard.goelling@airbus.com), Airbus Operations GmbH, angefragt werden.

3 Nutzen und Verwertbarkeit

3.1 AeroNext - TP1 „Leiser Hochauftriebsflügel“

Die Ergebnisse zur Verfahren und Methodenentwicklung für die akustische Simulation von Lärmquellen insbesondere an Hochauftriebskonfigurationen hat zweierlei maßgebliche Bedeutung für die weiteren FuE-Arbeiten für Airbus mit seinen Partnern. Erstens wurden damit wesentliche, wenn nicht sogar entscheidende Grundlagen dafür geschaffen, nachzuweisen, dass die Community in der Lage ist, z.B. das Lärmverhalten von Hochauftriebskonfigurationen weitestgehend korrekt zu simulieren, darzustellen, welche Modellierungsansätze noch zu verbessern sind, um noch exaktere Aussagen zum Lärmverhalten von Komponenten bei Start und Landung machen zu können. Der zweite Aspekt ist unzweifelhaft, konkret die Bedarfe für die weitere Validierung der Lärmquellmodelle und für die Entwicklung der Entwurfswerkzeuge für die akustische Simulation angeben zu können. Dies hat auch maßgeblich zu dem Projektantritt in FTEG geführt, ein großskaliges Validierungsmodell als Testbed für Windkanalversuche bei großen Modellmaßstäben und Flug-Reynoldszahlen, wie sie im DNW-LLF umsetzbar sind, sicherzustellen und umsetzen zu können.

3.2 AeroNext - TP2 „Flexibler Flügel“

Das TP2 ‘Flexibler Flügel’ besteht aus zwei Arbeitspaketen, AP21 ‚Flügelentwurf für reduzierte Lasten’ und AP22 ‚Validierung’.

In dem Arbeitspaket AP21 ’Flügelentwurf für reduzierte Lasten’ ist ein Auslegungsprozess für den flexiblen Flügel- und Winglet- Entwurf umrissen worden, der Strömungs-Struktur-gekoppelte Simulationen (CFD/CSM) während des Auslegungsprozesses berücksichtigt. Der beschriebene Prozess betrachtet die Deformation des Flügels und von Flügelendformen während des Entwurfsprozesses, um die aerodynamische Auslegung zu verbessern.

Zukünftige aerodynamische Studien im Rahmen von Programmaktivitäten oder weiteren Forschungsarbeiten werden den in Aeronext entwickelten flexiblen Auslegungprozeß, die Werkzeuge und die Erfahrungen nutzen können. Da die entwickelten Prozesse neu in der industriellen Anwendung sind, stellen die Arbeiten in Aeronext eine wichtige Grundlage für die Umsetzung dar. Windkanalergebnisse von hoher Qualität, z.B. bei Flug-Reynoldszahlen, sind eine wichtige Voraussetzung für die erfolgreiche Validierung der eingesetzten Werkzeuge. In diesem Zusammenhang sind daher in AP22 ‚Validierung’ Windkanalversuche im ETW durchgeführt worden. Das Winglet für den Test wurde unter Verwendung von CFD/CSM-Verfahren erfolgreich ausgelegt. Die erzielten Verbesserungen in den Prozessen und die gewonnen Erfahrungen bei dem aerodynamischen Entwurf werden daher zukünftigen Entwicklungsarbeiten zu Gute kommen.

3.3 AeroNext - TP3 Strömungskontrolle

Die Arbeiten in A3 dienen in erster Linie der Verbesserung von Hochauftriebskonfigurationen für zukünftige Verkehrsflugzeuge. Airbus trägt die primäre Verantwortung für die Hochauftriebskonfiguration aller Airbus-Typen und ist für die Aerodynamik von Rumpf und Leitwerken zuständig. Die in A3 durchgeführten Arbeiten in enger Abstimmung mit den

Universitäten Berlin, Braunschweig, Dresden sollen diese Position konsolidieren und möglichst ausbauen.
Mit der Beeinflussung turbulenter Grenzschichten durch fluidische und mechanische Aktuatoren können Strömungsablösungen verzögert werden. Die Kontrolle turbulenter Grenzschichten mit dynamischen 3D-Aktuatoren zielt auf höhere aerodynamische Leistungsfähigkeit von Hochauftriebs- und Leitwerkskomponenten. Eine große Verstärkung des turbulenten Impulsaustausches bei geringem Energiebedarf am Aktuator kann nur erreicht werden, wenn das Verhalten der natürlichen Wirbelstrukturen im Zusammenspiel mit den künstlich erzeugten Strukturen verstanden ist. In diesem Arbeitspaket sind daher umfangreiche numerische Simulationen durchgeführt worden, die detaillierte Einblicke in die Dynamik der Strömungsvorgänge erlauben.
Die wissenschaftlichen und technischen Verwertungsperspektiven des Vorhabens können als gut bezeichnet werden, da die am Projekt beteiligten Partner langjährige und umfassende Erfahrungen auf dem Gebiet der experimentellen und numerischen Strömungsmechanik aufweisen. Es kann somit davon ausgegangen werden, dass nach Abschluss der Projektarbeiten ausreichend detaillierte und validierte Daten vorliegen, die als Grundlage für zukünftige Anwendungen in der Luftfahrtindustrie erforderlich sind.
Nach Abschluss des Projektes werden zur Erlangung einer wirtschaftlichen Verwertung bei Einführung der beschriebenen Grenzschichtkontrolle weitergehende Forschungs- und Entwicklungsarbeiten durchgeführt werden müssen. Dazu gehören Windkanalgroßversuche an vollständigen 3D-Konfigurationen von Verkehrsflugzeugmodellen, die den Nachweis der Leistungspotenziale liefern sollen, weitere Validierungen der numerischen Simulationen für instationäre dreidimensionale Strömungen.

M-Fly/AEONEXT ist daher Wegbereiter für aufbauende Arbeiten an industriellen Konfiguration insbesondere in großen EU geförderten Vorhaben (z.B. smart fixed wing aircraft innerhalb Clean Sky). Die in Aeronext A3 erworbenen Kompetenzen haben Airbus wesentliche Einflussmöglichkeiten bei SFWA verschafft. Die numerischen und experimentellen Kernkompetenzen der Strömungskontrolle sollen in weiteren LuFo Vorhaben ausgebaut werden.

3.4 AeroNext - TP4 „Grenzbereiche des Fluges und Hochauftriebsentwurf“

Die aerodynamische Verkleidung der Hinterkantenklappenführung (FTF, Flap Track Fairing) erfordert einen integrierten Flügelentwurf, da neben dem zusätzlichen Reibungswiderstand durch die FTF Oberfläche die Flügel/FTF Interferenz die Flügelströmung erheblich beeinflusst und damit auch die Flügelleistung hinsichtlich Auftrieb und Widerstand.

Um den FTF Entwurfsprozess zu verbessern, ist im Forschungsprogramm LuFo III IHK/HICON ein FTF Geometriegenerator entwickelt worden, der in seiner Basisversion Modifikationen an einer FTF Klasse ermöglicht und eine komplette Geometrie -also Flügel mit FTF- für die CFD Analyse erstellt.

Die numerische Strömungsberechnung mittels CFD-Verfahren wie z.B das RANS-Verfahren TAU stellt einen weiteren zentralen Baustein im integrierten Flügeldesignprozess dar. In LuFo III HICON konnten erste Erfahrungen hinsichtlich des Einflusses von FTF-Modifikationen auf die Flügelströmung gesammelt werden, wobei besonders der Netzeinfluss

auf die Widerstandsbeiwerte hervor trat. Erste Versuche, Netze mittels einer Mehrzonentechnik zu erstellen, brachten eine wesentliche Verbesserung in der Zuverlässigkeit der Widerstandsbestimmung.

Dieser Weg soll im geplanten Vorhaben zu einer zuverlässigen Vorgehensweise weiter entwickelt werden. Dazu soll die Zonentechnik in der Netzgenerierung für den täglichen Gebrauch im Flügelentwurf ausgebaut und eine „Best Practice“-Netzgenerierung für eine zuverlässige Widerstandsvorhersage von FTF Konturmodifikationen erstellt werden. Weiterhin soll der FTF Geometriegenerator für weitere FTF Klassen ausgebaut werden.

Aufbauend auf diesen Arbeiten soll ein Optimierungsprozess entwickelt werden, bei dem der Widerstandszuwachs durch die FTF als Zielfunktion und der notwendige Bauraum als Nebenbedingung vorgeben werden kann.

3.5 Optodyn – Alle TPs Zusammenfassung

Arbeitsinhalte und Ablauf des Projektes Optodyn waren so angelegt, dass einerseits die in Kapitel I.2 dargestellten förderpolitischen Ziele und andererseits die in Kapitel I.3 dargestellten technisch – wissenschaftlichen Ziele sicher erreicht wurden.

Wesentlich in diesem Zusammenhang ist, dass die in Optodyn erarbeiteten Lösungsansätze pragmatisch sind und weiterhin, wie in MODYAS praktiziert, direkt auf den laufenden industriellen Prozess übertragen werden können bzw. bereits konnten. So ist sichergestellt, dass die für dieses Vorhaben eingesetzten Mittel einen hohen ‚Return on Investment’ haben bzw. auch haben werden.

Optodyn - Wirtschaftliche Erfolgsaussichten

Unter Verwendung der in FAC1/2/3 und MODYAS erworbenen Tools und Methoden wurden bereits die *Flugzeugtyp-Designarbeiten* im Bereich Lasten und Aeroelastik einschließlich der Vorbereitungen, Durchführung und Auswertung der Flugversuche einschließlich der Zertifizierungsarbeiten durchgeführt. Erfolgreiche Beispiele aus FAC1/2/3 und MODYAS sind: Neue Methoden zum Standschwingungsversuch, zum aeroelastischen Stabilitätsnachweis, zur Flugversuchsvalidierung und Zulassung sowie Komfortverbesserungsfunktionen; Lastminderungsfunktionen, zur Gewichtsreduzierung und Erhöhung der Leitwerkskommunalität einer *Airbus Flugzeug-Familie*.

Mit den Flugversuchsergebnissen wurde dann planmäßig eine weitere Reifung der soweit erworbenen Tools und Methoden vorgenommen, und ihr Einsatz bei den Designarbeiten für neue Flugzeugmodelle begonnen.

Die in Optodyn kooperierenden Partner sind planmäßig auch in die Verwertung der Ergebnisse eingebunden und erhalten damit Impulse und Orientierungshilfen für ihre Forschungstätigkeiten, die in Folge auch eine noch höhere, industrielle Relevanz haben werden.

Die weiteren wirtschaftlichen Erfolgsaussichten (Return on Investment) sind daher als hoch zu beurteilen.

Die Optodyn-Technologien sind weitestgehend produktübergreifend angelegt und ermöglichen damit nachhaltige Verbesserungen sowohl zukünftiger Flugzeuge als auch der fliegenden Flotte.

4 Fortschritt anderer Stellen

Im Folgenden wird pro Teilprojekt TP1 bis TP4 von M-Fly/AeroNext eine Übersicht zu anderen FuE-Projekten gegeben, die inhaltlich aufeinander aufbauen und in ihren Ergebnissen und Zielstellung sich gegenseitig durchdringen. Insbesondere ist ein produktiver Wettbewerb zwischen den nationalen und Europäischen Projekten zu erkennen, so dass die nationalen Partner zum Zwecke der gemeinsamen Kooperation mit Europäischen Partnern wie Airbus Operations Ltd., Airbus Operations S.A.S., ONERA und Dassault und viele andere nach Synergien und Technologietransfer suchen, aber auch Alleinstellungs-merkmale und FuE-Leistungen durch entsprechende Erfindungsmeldungen und Patent-deklarationen sichern und sichern müssen.

4.1 AeroNext - TP1 „Leiser Hochauftriebsflügel“

Die FuE-Arbeiten auf dem Gebiet der aeroakustischen Simulation, Analyse und Validierung sind in vielen nationalen und Europäischen Projekten wieder zu finden. Hier sind neben Airbus Operations GmbH in seiner transnationalen Anbindung an die Airbus Operations S.A.S. die anderen nationalen FuE-Partner wie das DLR und Universität wie die Universiät Stuttgart und TU Berlin führend. Siehe dazu auch die folgende Übersicht, der im Vorfeld, parallel und im Nachgang zu M-Fly/AeroNext durchgeführten Projekte mit Airbus Beteiligung.

4.2 AeroNext - TP2 „Flexibler Flügel“

Unterstützung und Zusammenarbeit von Airbus Operations GmbH mit der RWTH Aachen in der Durchführung ihrer Forschungsarbeiten im Rahmen des SFB401 „Strömungs-beeinflussung und Strömungs-Struktur-Wechselwirkung an Tragflügeln“ und mit Link zu den Arbeitspaketen in TP2 „Flexibler Flügel“ des Airbus Projektes M-Fly/AeroNext und WP6 des Airbus Projektes M-Fly/Optodyn.

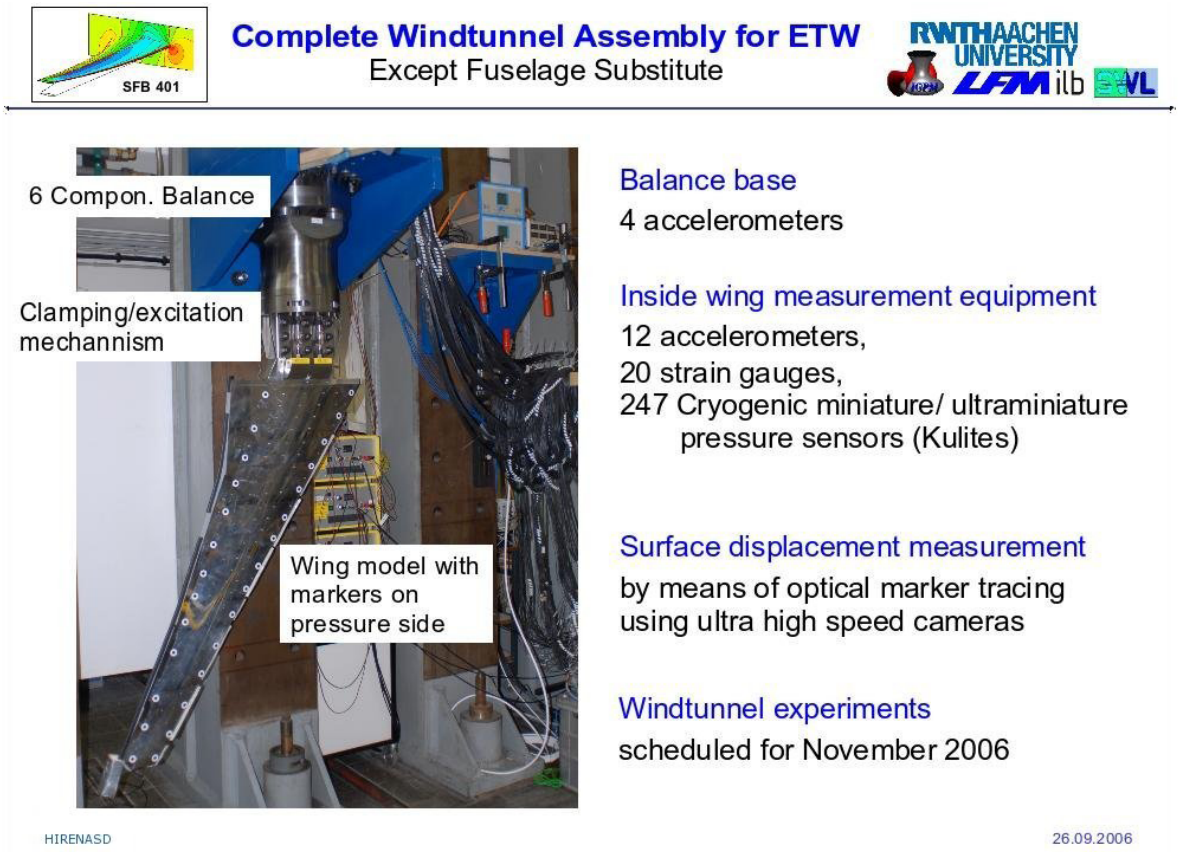


Abbildung 4-1: Vermessung des aeroelastischen Verhaltens eines Last-optimierten entworfenen Flügels im Rahmen des SFB401 und M-Fly.

4.3 AeroNext - TP3 „Strömungskontrolle“

Die FuE-Arbeiten auf dem Gebiet der Aktiven Strömungskontrolle, insbesondere Ablösekontrolle, sind in verschiedenen nationalen wie Europäischen Projekten verankert. Hier sind es insbesondere die nationalen Partner Airbus Operations GmbH, EADS Innovation Works, die Großforschungseinrichtung DLR und die universitären Partner TU Berlin, TU braunschweig und TU Dresden zu nennen, die sich durch auszeichnende Leistungen in diesen Projekten hervorgetan haben.

4.4 AeroNext - TP4 „Grenzbereiche des Fluges und Hochauftriebsentwurf“

Im Teilprojekt TP4 Grenzbereiche des Fluges wurden im Laufe des Projektes weitere Aufgaben aufgenommen, die insbesondere den multi-disziplinären Hochauftriebsentwurf bezüglich der Leistungsauslegung im Rahmen der Flugphysik Domain betrafen. Hier erfolgte eine verstärkte Zusammenarbeit des aerodynamischen Entwurf in Zusammenarbeit mit der Disziplin der Datenaufbereitung für Lasten, entsprechende Modellentwürfe und Nutzung in Windkanälen wie das originale HIREX Modell, aber auch sein größerer Nachfolge HIREX II, um noch weitere Leistungsverbesserungen für Start und Landekonfigurationen zu erzielen und Performanceaussagen mit Sensitivitätsangaben für Struktur und System-Integration in

anderen Projekten wie HIT/HILIT und HIGHER-TE geben zu können. Diese hier erstmals mit Bezug zu dem LuFoIV-1 Projekt M-Fly/AeroNext gewonnenem und erzielten Ergebnisse bilden die Basis auch für die weitere Produkt- und Komponentenentwicklungen.

Da diese FuE-Arbeiten der Kernkompetenz von Airbus und insbesondere am Standort Bremen der Airbus Operations GmbH zuzuordnen sind, erfolgt hier auch keine weitere Zusammenarbeit mit Partnern außerhalb dieses oder eines anderen Förderprojektes. Die entsprechenden Partner werden in diesen Arbeitspaketen von Airbus unterbeauftragt, um damit auch die Verwertung und Integration der erzielten Ergebnisse direkt ins Flugzeug oder in ein nächstes Produkt sicher zu stellen.

4.5 Optodyn Fortschritt in den Arbeitspaketen

Durch Kooperation des TP7 mit dem DFG-Transfer-Projekt ASDMAD konnten bereits im Jahr 2011 ETW-Versuche durchgeführt werden, die Möglichkeit vorbereiten, langfristig die modalen Dämpfungen vor dem aeroelastischen Zulassungs-Flugschwingungsversuch mit Hilfe von aeroelastischen ETW-Versuchen noch besser vorherzusagen. Entsprechend der ursprünglichen Planung hätten diese Versuche erst 2013 in einem Lufo-Nachfolgeprojekt durchgeführt werden können, was die hohe Tragfähigkeit von Kooperation zwischen Lufo- und DFG-Vorhaben im Bereich Lasten und Aeroelastik zeigt.

Optodyn - Technische Erfolge

Durch die im Laufe der Bearbeitung der LuFo-Vorhaben FAC1,2,3 und MODYAS in den letzten 12 Jahren etablierte Kooperation mit Partnern ist für Optodyn ein hohes Maß an technischer und wissenschaftlicher Absicherung gegeben.

Optodyn - Wissenschaftlicher und wirtschaftlicher Fortschritt

Die im Laufe der Vorhabensbearbeitung in den aufeinanderfolgenden Loops erzeugten Ergebnisse (einschließlich Methoden und Tools) werden schrittweise der unmittelbaren Verwendung in den laufenden Flugzeug-Programmen zugeführt. Die ‚Lessons learnt' aus der jeweils zugehörigen Flugerprobung sind der Ausgangspunkt für den anschließenden nächsten Loop, in dem eine weitere Reifung der soweit erzeugten Methoden und Tools vorgenommen wird. Insofern ist die wissenschaftliche Anschlussfähigkeit von Optodyn enthaltener Bestandteil der Vorhabensplanung. Bezüglich der wissenschaftlichen Anschlussfähigkeit wurde in den Übergängen zwischen den Vorgänger-Programme Flexible Aircraft 1-3 und MODYAS stets sehr viel Wert darauf gelegt, Experten und Spezialisten von Airbus, DLR und Universitäten kontinuierlich in dem Projekten zu involvieren. Gleichzeitig aber wurden auch gezielt neue Experten und Spezialisten von Airbus, DLR und Universitäten frühzeitig in die Programmübergänge integriert (zuletzt Prof. Kroll bei MODYAS). Diese Balance von Auffrischung und Kontinuität wird konsequent fortgeführt.

5 Veröffentlichungen und Dokumentation

5.1 AeroNext - TP1 „Lärmarmer Hochauftriebsflügel“

Veröffentlichungen

Nr.	AP	Referenz Nr.	Titel des Dokumentes; Autoren
[1]	1.1	AIAA-2010-3833	CAA-RPM prediction and validation of slat setting inuence on broadband high-lift noise generation; R. Ewert, J. Dierke, M. Pott-Pollenske, C. Appel (DLR); R. Emunds, M. Sutcliffe (Airbus).

- Weitere Veröffentlichungen zusammen mit Airbus wurden durch das DLR, AS, Braunschweig mit Bezug zu deren Einzelvorhaben PIANO gestellt.

5.2 AeroNext - TP2 „Flexibler Flügel“

Veröffentlichungen

Nr.	AP	Referenz Nr.	Titel des Dokumentes
[1]	2.2	Präsentation	Very Short Status Presentation of the HIRENASD-Project; RWTH Aachen, Prof. Josef Ballmann; 2006.

5.3 Aeronext - TP3 Strömungskontrolle

Nr.	AP	Referenz Nr.	Titel des Dokumentes
[1]	TP3	Präsentation	H. Bieler, A. Abbas, Airbus: Active Flow Control for Separation Control; KATNET Workshop on Separation Control Toulouse, April 2008
[2]	TP3	Präsentation	B. Gölling, Airbus: High Lift Flow Control Systems R&T Workshop, Berlin, May 29, 2008.
[3]	AP4.4	Präsentation	D. Reckzeh: Flying Community Friendly – The Role of High-Lift Aerodynamics Design concepts & solutions for the future; KatNet II Conference, 12-14 May 2009, Bremen.
[4]	TP3	Präsentation	B. Gölling, H. Bieler: German R&T Activities for Active Flow Control for High lift / Low Speed; Active Flow Control Technologies for Low Speed. KatNet II Conference, 12-14 May 2009, Bremen.

[5]	AP3.2	Technischer Bericht für M-Fly/AeroNext der TU-BS im Unterauftrag	M. Dreyer, Rolf Radespiel, TU-BS, ISM; Experimentelle Untersuchungen zur Strömungskontrolle an Leitwerksflächen; Projektzeitraum: 01.08.2007 bis 30.09.2008; Bericht vom Feb. 2009.
[6]	AP3.1.1 mit Link zu AP4.2	Joint DFG Symposium and CASE Cluster	Timo Kühn, Vlad Ciobaca_, Ralf Rudnik (DLR; Burkhard Goelling (Airbus); Wiebke Breitenstein (Uni Emden); Pilot numerical simulation study of a high lift wing configuration for performance optimization; Juni 2010.
[7]	AP3.1.1	AIAA-2011-3168-674, Part1a, Part1b.	T. Kühn, V. Ciobaca, R. Rudnik, B. Gölling, W. Breitenstein: Active Flow Separation Control on a High-Lift Wing-Body Configuration. Part1: Baseline Flow and Constant Blowing; Part2: The pulsed blowing application. 29th AIAA Applied Aerodynamics Conference; June 2011.
[8]	AP3.1.1	Nationales Paper	B. Gölling, U. Scholz; Airbus: Active flow control for improved high-lift performance; AG-STAB 2010 presentation; proposed paper, issued in April 2010.

Transferprojekt-Veröffentlichungen im Rahmen von Airbus M-Fly zusammen mit der TU Berlin:

Nr.	AP	Referenz Nr.	Titel des Dokumentes
[1]	AP3.1.1	DFG conference: Active Flow Control II	M. Bauer, I. Peltzer, W. Nitsche, B. Gölling: Active Flow Control on an Industry-Relevant Civil Aircraft Half Model Active flow control II; DFG conference, Berlin, 2010.
[2]	AP3.1.1	DFG conference: Active Flow Control II	N. Heinz, R. King, B. Gölling: Robust Closed-Loop Lift Control on an Industry-Relevant Civil Aircraft Half Model; Active flow control II; DFG conference, Berlin, 2010
[3]	AP3.1.1	DFG conference: Active Flow Control II	Tobias Höll, Erik Wassen, and Frank Thiele: Numerical Investigation of Spatially Distributed Actuation on a Three-Element High-Lift Configuration; Active flow control II; DFG conference, Berlin, 2010; proposed as AIAA paper.
[4]	AP3.1	Transferprojekt SFB557 Review; Overview Präsentation	B. Goelling, Airbus; TFB Review „Aktive Strömungskontrolle für Hochauftrieb“ im Rahmen des SFB 557 der TU Berlin in Kooperation mit Airbus; 22. November 2010.
[5]	AP3.1	Transferprojekt SFB557 Review; Technical Präsentation	H. Bieler, Airbus: SFB557: Beeinflussung turbulenter Scherströmungen Teilprojekt T4, 5, 6: Aktive Hochauftriebskontrolle an Tragflügelmodellen moderner Verkehrsflugzeuge; 22. November 2010.

[6]	AP3.1	Transferprojekt SFB557 Review; Technical Appendix	B. Goelling, Airbus; TFB Review „Aktive Strömungskontrolle für Hochauftrieb“ im Rahmen des SFB 557 der TU Berlin in Kooperation mit Airbus; Technical Appendix; 22. November 2010.

5.4 AeroNext - TP4 “Grenzbereiche des Fluges”

Veröffentlichungen

- Weitere Veröffentlichungen zusammen mit Airbus wurden bzgl. AP4.1 Eisansätze durch das DLR, AS, Braunschweig und bzgl. AP4.2 Stall Management durch das DLR, AS, Göttingen, gestellt.

5.5 Optodyn Arbeitspakete

Veröffentlichungen in Optodyn

Veröffentlichungen sind im Wesentlichen im Anschluss an M-Fly (im Rahmen der Verwertung) entstanden und sind nachfolgend aufgelistet:

- R. Meissner et al.: „Verfahren und Anordnung zur Bestimmung einer Belastung einer Flugzeugstruktur“, Ref. 10 2010 042 956.2-51, IPAS-Ref. 201000313, Airbus-Ref. 2010-092ST, 2010.
- M. Kordt: „System und Verfahren zur Ermittlung von Kenngrößen bei einem Luftfahrzeug“, Ref. 10 2008 002 124.5-53, IPAS-Ref. 200824851, Airbus-Ref. 2008-159SIN, Europäische Patentanmeldung Nr. 09753967.0-2221, 2008.
- M. Kordt, M. Reijerkerk: „Verfahren und Vorrichtung zur Kalibrierung von Lastenmesssensoren“, Ref. 10 2011 004 386.1, CASE-Ref. 2010E00818-DE-NP, Airbus-Ref. 2010-259SIN, 2010.
- R.-L. Fuhrmann-Merz et al., "Safety System for Reducing the Impact Energy of a Container", Patent IPC8 Class: AB64C110FI, USPC Class: 2441181, year?.
- M. Kordt: „System und Verfahren zur Minimierung von Buffeting“, Ref. 10 2009 027 979.2, IPAS-Ref. 200900403, Airbus-Ref. 2009-127SIN, 2009.
- H.G. Giesseler: „Verfahren und Vorrichtung zum Bereitstellen eines Pilotwarn-Signal für einen Piloten eines Flugzeuges“, Ref. 10 2009 027 979.2, IPAS-Ref. 200900403, Airbus-Ref. 2009-127SIN, 2009.
- M. Kordt, M. Reijerkerk: „System and Method for Determining Local Accelerations, Dynamic Loads Distributions and Aerodynamic Data in an Aircraft“, Ref. 10 2009 002 392.5, Europäische Patent Ref. EP PCT/EP2010/052823, Amerikanische Patent-Ref. US 61/169,507., 2009.

- Ballmann, J., Brink-Spalink J., Kordt, M. et al.: “Aero-Structural Wind Tunnel Experiments with Elastic Wing Models at High Reynolds Numbers (HIRENASD - ASDMAD)”, 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Jan 4-7, 2011, AIAA-900841., 2011.
- Scharpenberg, M.; Woywod, L.; Kier, T. Considerations on an Integral Flight Physics Model with Application to Loads Analysis, SAE Conference Toulouse, 2011.
- Fucke, L., Luckner, R.: Optimizing Motion Cueing for Research Flight Simulation, 1st CEAS European Air and Space Conference; Berlin, 10-13 September 2007 (CEAS-2007-330), 2007.
- Bieniek, D., Amelsberg, S., Schönfeld, A., Luckner, R. : “Pilot Models for Wake Vortex Encounter Assessment - An Outline of the Work at TU Berlin”, Presentation at DGLR International Workshop on Pilot Modelling and Handling Qualities, Manching, November 2008, 2008.
- Bieniek, D., Luckner, R.: “Probabilistic Pilot Model Approach for Wake Vortex Encounter Simulations”, Presentation at WakeNet3 - Europe Specific Workshop: Models and Methods for WVE Simulations, Berlin, June 2010, 2010.
- O. Lindenau and T. Rung, Review of Transport Aircraft Ditching Accidents, 6th International KRASH Users’ Seminar: IKUS6, Stuttgart 2009.
- O. Lindenau et. al., Validation of a Transport Aircraft Ditching Simulation Tool, 6th International KRASH Users’ Seminar: IKUS6, Stuttgart 2009.
- N. Lange et.al., Experimental and Computational Assessment of Impact Loads for an Ultralight Waterplane, 6th International KRASH Users’ Seminar: IKUS6, Stuttgart 2009.

Zusammenstellung der verwendeten Fachliteratur (Optodyn)

- SAE AS 36100A, "Air Cargo Unit Load Devices - Performance Requirements and Test Parameters", November 1990 (enthält die Grundlagen/Hintergrundinformationen zu TP4)
- G. Wittlin, "DRI/Krash-PC, Theory Addendum", Dynamic Response, Inc., Sherman Oaks, California, 30th of April 1993 (enthält die Grundlagen/Hintergrundinformationen zu TP4)
- G. Gloth, M. Sinapius: “Swept-Sine Excitation During Modal Identification of Large Aerospace Structures”, DLR Forschungsbericht 2002-18, Chapter 5 “Numerical Case Studies”, p. 33. (enthält die Grundlagen/Hintergrundinformationen für TP5)
- H.G. Natke: “Einführung in Theorie und Praxis der Zeitreihen- und Modalanalyse”, 3. überarb. Auflage, Vieweg Verlag, 1992, Chapter 4.4 “Spektralanalyse” . (enthält die Grundlagen/Hintergrundinformationen für TP5)
- J. Bendat, A. Piersol: “Random Data – Analysis and Measurement Procedures”, second edition, J. Wiley & Sons, 1986, Chapter 8.5 “Autospectral Density Function Estimates”. (enthält die Grundlagen/Hintergrundinformationen für TP5)

Liste der erstellten Dokumentation (Optodyn)

- Dr. Marc Böswald: Influence of Excitation on Modal Identification Results, DLR Institute of Aeroelasticity, DLR Progress Report No. 1, Göttingen, Januar 2008
- Dr. Marc Böswald: Influence of Excitation on Modal Identification Results, DLR Institute of Aeroelasticity, DLR Progress Report No. 2, Göttingen, Februar 2008
- Dr. Marc Böswald: Influence of Excitation on Modal Identification Results, DLR Institute of Aeroelasticity, DLR Progress Report No. 3, Göttingen, März 2008
- Dr. Marc Böswald: Influence of Excitation on Modal Identification Results, DLR Institute of Aeroelasticity, DLR Progress Report No. 4, Göttingen, April 2008
- Dr. Marc Böswald: Influence of Excitation on Modal Identification Results, DLR Institute of Aeroelasticity, DLR Progress Report No. 5, Göttingen, April 2008
- Dr. Marc Böswald: Influence of Excitation on Modal Identification Results, DLR Institute of Aeroelasticity, DLR Progress Report No. 6, Göttingen, Mai 2008.
    - Boucke, L. Reimer, J. Ballmann: *Exploitation and Validation of Methods Developed in M-Fly for Wind Tunnel and Simulator Experiments*, M-Fly/AeRoF final report, July 2010.
- B.-H. Chen, L. Reimer, A. Boucke, M. Behr, J. Ballmann, K.-H. Brakhage, A. Dafnis, C. Buxel, S. Arslan, A. Karavas, H.-G. Reimerdes H. Olivier, RWTH Aachen: *New Methods for Aeroelastic Wind Tunnel Experiments and Numerical Simulation (MAENS)* M-Fly/OPTODYN final report, July 2010.
- Fucke, L. „Modellierung des Pilotenverhaltens bei Wirbelschleppendurchflügen mit Hilfe des PIL-Modells“, TU Berlin, TN-07-11, Berlin, 17. September 2007.
- Bieniek, D.: „Pilot model requirements and initial choices“, TN-08-09 v1, TU Berlin, 2008.
- Bieniek, D.: „Identification of variation in pilot roll control behaviour“, TN-08-14 v1, TU Berlin, 2008.
- Bieniek, D.: “Data Base of Simulated Wake Vortex Encounters for Research Purposes”), TN-09-01 v1, TU Berlin, 2009.
- Bieniek, D.: “Data Base of Simulated Wake Vortex Encounters for Research Purposes”), TN-09-01 v2d1, TU Berlin, 2009.
- Bieniek, D.: “Development of Wake Vortex Encounter Pilot Models for A330/320 Flight Simulations”, TN-10-03 v1, TU Berlin, 2010.
- Bieniek, D.: „Piloted Simulations of High Dynamic Manoeuvres“, TN-09-11 v1, TU Berlin, 2009.
- Fucke, L., Luckner, R.: Optimizing Motion Cueing for Research Flight Simulation, 1st CEAS European Air and Space Conference; Berlin, 10-13 September 2007 (CEAS-2007-330).

- Bieniek, D., Amelsberg, S., Schönfeld, A., Luckner, R. : “Pilot Models for Wake Vortex Encounter Assessment - An Outline of the Work at TU Berlin”, Presentation at DGLR International Workshop on Pilot Modelling and Handling Qualities, Manching, November 2008.
- Bieniek, D., Luckner, R.: “Probabilistic Pilot Model Approach for Wake Vortex Encounter Simulations”, Presentation at WakeNet3 - Europe Specific Workshop: Models and Methods for WVE Simulations, Berlin, June 2010.
- N. Lange et.al., Investigation of Pressures at Deep Immersion - Report on Deep Immersion Test Specification, wissenschaftlicher Bericht, TU Hamburg-Harburg, 2010.
- N. Lange et.al., Investigation of Aircushioning Effects - Report on Aircushioning Test Specification, wissenschaftlicher Bericht, TU Hamburg-Harburg, 2010.
- O. Lindenau and T. Rung, Review of Transport Aircraft Ditching Accidents, 6th International KRASH Users’ Seminar: IKUS6, Stuttgart 2009
- O. Lindenau et. al., Validation of a Transport Aircraft Ditching Simulation Tool, 6th International KRASH Users’ Seminar: IKUS6, Stuttgart 2009
- N. Lange et.al., Experimental and Computational Assessment of Impact Loads for an Ultralight Waterplane, 6th International KRASH Users’ Seminar: IKUS6, Stuttgart 2009

6 Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1-1: Organigramm entsprechend Projektantrag Vorhabenbeschreibung (Stand: 2007). 21
Abbildung 1-2: Arbeitspaketstruktur des Teilprojektes TP1 „Effizienter und leiser Hochauftriebsflügel“ (Stand Antragsphase 2006 und zu Beginn des Projektes 2007).....23
Abbildung 1-3: Arbeitspaketstruktur des Teilprojekts TP2 „Flexibler Flügel“.....24
Abbildung 1-4: Arbeitspaketstruktur im Teilprojekt TP3 „Strömungskontrolle“.....25
Abbildung 1-5: Struktur Teilprojekt TP4 „Grenzbereiche des Fluges“.....27
Abbildung 1-6: CFD/CAA Herangehensweise in M-Fly/AeroNext TP1 zur sicheren Methoden- und Verfahrensentwicklung und zukünftigen Validierung zur Berechnung von Lärmquellen und deren akustischen Ausbreitung im Nahfeld. 31
Abbildung 2-1: Turbulenzfeld in der Wölbung des inneren Slats bei einem Anstellwinkel von 5°.....42
Abbildung 2-2: Turbulenzfeld in der Wölbung des mittleren Slats bei einem Anstellwinkel von 5°.....43
Abbildung 2-3: Turbulenzfeld in der Wölbung des äußeren Slats bei einem Anstellwinkel von 5°.....43
Abbildung 2-4: Vergleich der Turbulenzfelder am äußeren Slat bei Standard-Landekonfiguration und ausgeschlagenem Spoiler 6 44
Abbildung 2-5: Variation verschiedener Parameter auf dem RPM Quellpatch; Variation der Anzahl der Stromlinien (SL) bei unterschiedlichen Abständen zur Vorflügelhinterkante (links); unterschiedlicher Stromliniendichte (rechts); in rot und schwarz ist die normale Dichte dargestellt und nur in rot die halbe Dichte.....48
Abbildung 2-6: Spektren RPM Referenz und FRPM Referenz. 49
Abbildung 2-7: Simulationsmethoden in der numerischen Strömungsakustik (Computational Aeroacoustics, CAA), modifiziertes Bild siehe [n]. 54
Abbildung 2-8: Flussdiagramm des RPM basierten Breitbandsimulationsverfahrens für Zellenlärm.....55
Abbildung 2-9: Mittels der RPM Methode generierte Zweipunkt Raum-Zeit Korrelation einer fluktuierenden Quellgröße; statistische Auswertung von RPM (dünne durchgezogene Linie mit Symbolen) und theoretische Zielvorgabe (dicke Linie).....57
Abbildung 2-10: Flussdiagramm zur Random Particle-Mesh Methode 58
Abbildung 2-11: RPM und FRPM Diskretisierung mittels stochastischer Partikel.....58
Abbildung 2-12: 30P30N Simulationen in AeroNext.....61
Abbildung 2-13: CFD Gitter für 2D Rechnungen.....62
Abbildung 2-14: CFD Gitter für 3D Rechnungen.....62
Abbildung 2-15: Duplizieren und fügen der CFD-Lösung um ein größeres Lösungsgebiet zu erzeugen. 63
Abbildung 2-16: Transformation der Koordinaten und Strömungsgrößen in das Ebensystem (x’-y’) normal zur Vorderkante. 63
Abbildung 2-17: CAA Gitter; normales Gitter links und reduziertes Gitter rechts. 64

Abbildung 2-18: Topologie des 3D Gitters links und spannweitige Punktauflösung rechts (Der Übersichtlichkeit halber wird die Teilung der Blocks in spannweitige Richtung nicht dargestellt)....64
Abbildung 2-19: RPM Quellgebiet mit spezifischer Dissipationsrate aus RANS....66
Abbildung 2-20: FRPM Quellgebiet mit spezifischer Dissipationsrate aus RANS; die Quellgrößen sind vom RPM Quellgebiet kopiert, um Vergleichbarkeit von RPM und FRPM CAA Simulationen herzustellen....66
Abbildung 2-21: Dimensionen und Position des FRPM Patches in 3D. 67
Abbildung 2-22: Vergleich der Spektren bei unterschiedlichen CAA-Gittern unter Nutzung gleicher Quellgebiete und Zufallswerte. 68
Abbildung 2-23: Cp-Verteilung für die Reynoldszahlen 1.7 Mio. und 10 Mio. 68
Abbildung 2-24: Spektren für die beiden Reynoldszahlenfälle (1.7 und 10 Mio.)....69
Abbildung 2-25: Einfluss des Anstellwinkels auf die Spektren bei 290° 70
Abbildung 2-26: Vergleich hybride RANS/LES Simulation nach Lockard et al. mit FRPM 70
Abbildung 2-27: Winkel der Querströmungskomponente zur Ebene senkrecht auf der Vorderkante. 71
Abbildung 2-28: Stromlinien beider Fälle; rot ungepfeilten, grün gepfeilt. 71
Abbildung 2-29: Sensorpositionen im 3D Quellbereich. 72
Abbildung 2-30: Wirbelstärke-Spektren der Sensoren 12, 25 und 37 (links), sowie für verschiedene Stromlinienpositionen für den ungepfeilten Flügel. 73
Abbildung 2-31: Spannweitige Korrelation; Gaußsche Längenskala 0.0039; FRPM Längenskala 0.004 (ungepfeilter Flügel). 73
Abbildung 2-32 Korrelation in Stromlinienrichtung, Einhüllende markiert den theoretischen Abfall für Scherdekorrelation (links); Autokorrelation zeigt gute Übereinstimmung mit einer Gaußglocke mit Längenskala 0.0039 (ungepfeilter Flügel). 74
Abbildung 2-33: Vorticity-Spektren der Sensoren 12, 25 und 37 (links), sowie für verschiedene Stromlinienpositionen für den gepfeilten Flügel. 75
Abbildung 2-34: Korrelation in Stromlinienrichtung, Einhüllende markiert den theoretischen Abfall für Scherdekorrelation (links); Autokorrelation zeigt gute Übereinstimmung mit einer Gaußglocke mit Längenskala 0.0039 (gepfeilter Flügel). 75
Abbildung 2-35: Verteilung der entdimensionalisierten TKE; 2D-Lösung ungepfeilt (links), 3D-Lösung gepfeilt (rechts). 76
Abbildung 2-36: Drei verschiedene RANS Gitter; normales 2D Gitter (links), Gitter für die 3D Rechnung mit gepfeiltem Flügel (rechts); grobes 2D Gitter mit ähnlicher Feinheit wie das 3D Gitter (mitte). 76
Abbildung 2-37: Vergröbertes 2D RANS-Gitter (rot) hat eine ähnliche Auflösung wie das 3D RANS-Gitter (schwarz). 77
Abbildung 2-38: Verteilung der entdimensionalisierten TKE; 2D-Lösung ungepfeilt auf vergöbertem Gitter (links), 3D-Lösung gepfeilt (rechts). 77
Abbildung 2-39: Differenzen in Spektren auf Grund unterschiedlicher RANS-Gitter. 78
Abbildung 2-40: Starrer- 1g- and 2.5g Geometrie nach letzter Iteration der Prozesskette 93
Abbildung 2-41: HIRENASD Windkanal-Modell 94
Abbildung 2-42: HIRENASD Windkanal-Modell Abmessungen 94
Abbildung 2-43: Strukturmodell Entwicklung 95
Abbildung 2-44: Aeroelastische Kopplungskette FlowSim mit FSACM 95

Abbildung 2-45: ASDMAD Modell Konfiguration mit Winglet 96
Abbildung 2-46: TP3 / WP3 Arbeitspaketstruktur und Aufgaben. 97
Abbildung 2-47: Industrieller Flügel in Hochauftriebskonfiguration 100
Abbildung 2-48: Windkanalmodell im B-LSWT 100
Abbildung 2-49: Prinzipieller Aufbau der pneumatischen Mini-TED Konfiguration 102
Abbildung 2-50: 2D Windkanalmodellaufbau und Steuerung im NWK (Niedergeschwindigkeitswindkanal der TU Dresden) zur Anwendung der der pneumatischen Strömungskontrolle an Flügelhinterkante, Spoiler und Hinterkantenklappe.....104
Abbildung 2-51: EADS-IW Heissfilm Layout 107
Abbildung 2-52: Abhängigkeit: Auftriebssteigerung von cq.....109
Abbildung 2-53: Ablöseeffekte am Heißfilmsensor 109
Abbildung 2-54: Strömungskontrolle im Leitwerkbereich 118
Abbildung 2-55: Effizienzfaktor; Verhältnis von Auftrieb mit bzw.Auftrieb ohne Strömungskontrolle 119
Abbildung 2-56: Ebene Platte: U Geschwindigkeit an 3 X Positionen hinter Aktuator 123
Abbildung 2-57: Aktuator Setup für numerische Simulation.....124
Abbildung 2-58: Vorhersage von Aktuator Betriebsmodi: freier Jet (links); Wirbel Mode (rechts) 125
Abbildung 2-59: Verwendet Referenzgeometrie, ein NACA 23012 Profil. Oben dargestellt das Profil ohne Eisansatz und unten das Profil mit einem Eisansatz (Viertelkreis bei x/l = 10%). 130
Abbildung 2-60: Berechnete aerodynamische Beiwerte (Auftrieb, Widerstand, Nickmoment) für das NACA 23012 Profil mit den Turbulenzmodellen SA, SST, RSM. 131
Abbildung 2-61: Vergleich von Auftrieb und Widerstand für altes und neues Gitter. Der strukturierte Bereich des neue Gitters hatte einen größeren Wandabstand und deckte zusätzlich einen Teil des Nachlaufs ab. 131
Abbildung 2-62: Vergleich von Auftrieb und Widerstand für eine vollturbulente Rechnung und eine Rechnung mit einer Umschlagsposition an der Position der Transitionsstreifen im Experiment. 132
Abbildung 2-63: Druckverteilung (links) und ein Ausschnitt an der Position der Saugspitze (rechts) für eine vollturbulente Rechnung und eine Rechnung mit einer Umschlagsposition an der Position der Transitionsstreifen im Experiment. 133
Abbildung 2-64: Auftrieb und Widerstand für die vereiste Geometrie berechnet mit einem Spalart-Allmaras und einem Menter SST Turbulenzmodell. 134
Abbildung 2-65: Einfluß der Transitionsposition auf die Übereinstimmung zwischen Rechnung und Experiment für Auftrieb und Widerstand. 135
Abbildung 2-66: Stromlinien zur Verdeutlichung der Strömungstopologie bei unterschiedlichen Umpositionen bei x/c = 2% (links) und x/c = 10%. Dargestellt ist die Strömung bei einem Anstellwinkel von α = 0°. 135
Abbildung 2-67: Druckverteilung für NACA 23012 Profil mit Eisleiste bei 10% Flügeltiefe für einen Anstellwinkel α von 2° (links) und 4° (rechts). Dargestellt ist der Einfluß der Transitionsposition. 136
Abbildung 2-68: Druckverteilung und Isoflächen der momentanen Q-Invariante. 136
Abbildung 2-69: Konventionelle Geometrie mit Triebwerk und MPC 75 mit Laminarflügel..139

Abbildung 2-70: lokale Auftriebsverteilung des MPC 75 mit und ohne Nasenmodifikation, M=0.20 und Re=4.8*10^6 140
Abbildung 2-71: Einfluss des Nasenparameters DELZ auf die Low und High Speed Leistung 141
Abbildung 2-72: Nasenradius und Transitionslage über Spannweite der Laminarflügel NLF14, NLF23 und NLF37. 142
Abbildung 2-73: Auftriebspolare und Wandstromlinien der Laminarflügel NLF14, NLF23 und NLF37 bei Machzahl M=0.2 und Re=18.4*10^6. 143
Abbildung 2-74: Auftriebspolare und Wandstromlinien der Laminarflügel NLF14, NLF23 und NLF37 bei Machzahl M=0.59 und Re=28.3*10^6. Druckverteilungen an drei spannweitigen Stationen bei α=7.5^o 144
Abbildung 2-75: Prinzip eines Beobachter-Design-Prozesses 154
Abbildung 4-1: Vermessung des aeroelastischen Verhaltens eines Last-optimierten entworfenen Flügels im Rahmen des SFB401 und M-Fly. 161

7 Tabellenverzeichnis

Tabelle 2-1: Untersuchte RPM-Parameter 47
Tabelle 2-2: FRPM-Parameter 48
Tabelle 2-3: Strömungsparameter der Rechnungen 61

<Letzte Seite. Ende des Dokuments>

Berichtsblatt

1. ISBN oder ISSN	2. Berichtsart (Schlussbericht oder Veröffentlichung) **Schlussbericht (TIB Nannover)**

3. Titel

M-Fly - Multidisziplinäre Flugphysikalische Optimierung

4. Autor(en) [Name(n), Vorname(n)]	5. Abschlussdatum des Vorhabens
Dr. Burkhard Göllling, Dr. Michael Kordt, Dr. Bernd Schulze, Dr. Frank Theurich, Dr. Alexander Büscher, Dr. Heribert Bieler, Dr. Klaus-Peter Neitzke, Dr. Winfried Kühn. Airbus Operations GmbH, Airbus.	30.06.2011
	6. Veröffentlichungsdatum **21.12.2012**
	7. Form der Publikation **Schlussbericht**
8. Durchführende Institution(en) (Name, Adresse) **Airbus Operations GmbH** **Airbusallee 1, 28199 Bremen, Deutschland**	9. Ber. Nr. Durchführende Institution **Airbus Operations GmbH; N57RP1204155**
	10. Förderkennzeichen **FKZ 20A0603A**
	11. Seitenzahl 174
12. Fördernde Institution (Name, Adresse) **Bundesministerium für Wirtschaft und Technologie (BMWi)** **53107 Bonn**	13. Literaturangaben 55
	14. Tabellen 3
	15. Abbildungen 82

16. Zusätzliche Angaben

In Kooperation mit der TU Berlin und RWTH Aachen.
Im Rahmen des von Airbus geführten Verbundes M-Fly mit den Verbundpartnern EADS Deutschland GmbH, Eurocopter Deutschland, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) e.V. vom 01.01.2007 bis 30.06.2012.

17. Vorgelegt bei (Titel, Ort, Datum)

Projektträger für Luftfahrtforschung und -technologie, c/o DLR, Königswintererstraße 522-524, D-53227 Bonn; Bonn, im Dezember 2011 bis Januar 2013.

18. Kurzfassung

Die großen Herausforderungen der Luftfahrt, wie Kapazitätssteigerungen im An- und Abflugbereich, Reduzierung von Lärm und Treibstoffverbrauch sowie Senkung von Entwicklungszeit und Betriebs-/Wartungskosten, stellen höchste Anforderungen an den flugphysikalischen Flugzeugentwurf und dessen Optimierung. Ausgehend von der A380, A340 Entwicklung sowie mit Blick auf die Anforderungen im Entwurf für neue Flugzeugprodukte wie mit der A30X zu Beginn von M-Fly und zusätzlich wie mit der A350 XWB für optimiertes (Hochauftriebs-)Flügeldesign inklusive Lastoptimierung und Verifikation des aeroelastischen Verhaltens.

Zusammen mit der Verifikation der Entwurfslösungen durch Flugerprobung und Zulassung wird durch die ***Airbusprojekte AeroNext und Optodyn*** im Rahmen des M-Fly Verbundes multidisziplinäre Modellierung, Analyse, Synthese und Optimierung der gesamten Flugzeugdynamik (Struktur, Massen, Aerodynamik, Flugmechanik, Triebwerksdynamik, Systeme, Aeroelastik und Lasten, Überwachungssysteme und Sensorik), insbesondere dynamischer Kopplungseffekte erfasst und untersucht. Neue multidisziplinäre Entwurfsvorschläge (Lastenkontrolle mit neuen Sensoren und Aktuatoren, Aeroelastic Tailoring und dynamische Spannungsanalysen) reduzieren Treibstoffverbrauch und Emissionen und erhöhen Komfort, Crew- und Passagiersicherheit. Neue Lastenüberwachungsverfahren optimieren Wartungsintervalle und Bodenstandzeiten.

19. Schlagwörter

Flugzeugentwurf, Simulation, Tests, Windkanalversuch, CFD, CSM, Strömungskontrolle, Lastkontrolle, Diagnostik, Verifikation, Integrationslösungen.

20. Verlag	21. Preis

Document Control Sheet

1. ISBN or ISSN	2. type of document (e.g. report, publication) **Final Report**

3. title

M-Fly - Multidisziplinäre Flugphysikalische Optimierung

4. author(s) (family name, first name(s))	5. end of project
Dr. Burkhard Göllling, Dr. Michael Kordt, Dr. Bernd Schulze, Dr. Frank Theurich, Dr. Alexander Büscher, Dr. Heribert Bieler, Dr. Klaus-Peter Neitzke, Dr. Winfried Kühn. Airbus Operations GmbH, Airbus.	30.06.2011
	6. publication date **21.12.2012**
	7. form of publication **Final Report**
8. performing organization(s) (name, address) **Airbus Operations GmbH** **Airbusallee 1, 28199 Bremen, Deutschland, Germany**	9. Ber. Nr. Durchführende Institution **Airbus Operations GmbH; N57RP1204155**
	10. Förderkennzeichen **FKZ 20A0603A**
	11. no. of pages 174
12. sponsoring agency (name, address) **Bundesministerium für Wirtschaft und Technologie (BMWi)** **53107 Bonn**	13. no. of references 55
	14. no. of tables 3
	15. no. of figures 82

16. supplementary notes

In cooperation with TU Berlin und RWTH Aachen.
In the frame oft he compound project M-Fly lead by Airbus with the compound partners EADS Deutschland GmbH, Eurocopter Deutschland, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) e.V. vom 01.01.2007 bis 30.06.2012.

17. presented at (title, place, date)
German Funding Body of Aviation and Technology at c/o DLR, Königswintererstraße 522-524, D-53227 Bonn; Germany; Bonn, in December 2011 till January 2013.

18. abstract
The M-Fly project of Airbus combines aerodynamic, aeroacoustic, steady and unsteady loads, buffet, flow and loads control investigation on different aircraft and component designs in order to develop and verify and finally improve methods and tools for the industrial design for future aircraft products. This is performed in several workpackages of the included project AeroNext and Optodyn.

19. keywords
Aircraft and high-lift design, simulation, test, wind tunnel test, computational fluid dynamics, computational structure simulation, flow control, loads control, diagnostics methods and tools, verification, validation, development, integration solutions.

20. publisher	21. price