

Schlussbericht zur Veröffentlichung

zum Technologievorhaben

ProWinGS

Technologie-Produktentwicklungen durch Windkanalversuche, Grundlegende Tests und Simulationen

innerhalb des Forschungsverbundes ProWinGS
gefördert im Rahmen des Luftfahrtforschungsprogramms IV-4 durch das BMWi
aufgrund eines Beschluss des Deutschen Bundestages der
Bundesrepublik Deutschland.
Federführung des Forschungsverbundes: Airbus Operations GmbH

Zuwendungsempfänger:	Airbus Operations GmbH
Förderkennzeichen:	20A1103A
Laufzeit des Vorhabens:	01.08.2012 – 31.12.2015
Erstellungsdatum:	21. September 2016
Ref.-Nr.:	LuFoIV-4_ProWinGS_AIRBUS_Schlussbericht_an_TIB X57RP1425434

Inhaltsverzeichnis

Abkürzungsverzeichnis	5
1 Ziele des Vorhabens / Verbundes ProWinGS.....	10
1.1 Verbundziele und Organisation	10
I.1 Erreichte Ziele TP1 ATLATUS - Zusammenfassung.....	12
I.2 Erreichte Ziele TP2 InCome – CMF - Zusammenfassung.....	14
I.3 Erreichte Ziele TP3 ATLAS - Zusammenfassung	15
I.4 Stand der Wissenschaft und Technik / bisherige Arbeiten	16
TP1 ATLATUS	16
TP2 InCome Integrierte Composite Multispar Flap	21
TP3 ATLAS	21
I.5 Vorhabenorganisation	22
I.6 Teilprojekt TP1 ATLATUS	28
Organisation des TP1	28
AP1100 Stufen und 3D Oberflächenstörungen.....	29
AP1200 Akustische Rezeptivität.....	30
AP1300 Verifikation des Krüger-Insekten Abschirmeffektes.....	31
AP1400 Simulation komplexer Vereisungsgeometrien	31
Erzielte Arbeitsergebnisse im TP1	32
1.2 Teilprojekt TP2 InCome (CMF – Composite Multispar Flap)	34
Umgesetzte Arbeitsbeschreibung/Vorgehensweise.....	36
Erzielte Arbeitsergebnisse im TP2	37
1.3 Teilprojekt TP3 ATLAS	38
AP3100 Strukturdynamische Aspekte der Stabilitäts- und Lastanalyse	40
TAP3120 Stochastische Unsicherheiten im Prozess der Stabilitäts- und Lastenanalyse.....	40
AP3200 Aerodynamische Aspekte der Stabilitäts- und Lastanalyse	42
AP3300 Systemdynamische Aspekte der Stabilitäts- und Lastanalyse.....	46
AP3400 Validierung am Gesamtflugzeug und an einer A319 Center Section.....	48
Erzielte Arbeitsergebnisse im TP3 ATLAS	50
1.4 Zusammenarbeit mit Verbundpartnern	51
Teilprojekt TP1 ATLATUS	51

Teilprojekt TP2 InCome (CMF).....	51
Teilprojekt TP3 ATLAS.....	51
2 Technische Ergebnisse.....	54
2.1 Ergebnisse TP1 ATLATUS.....	54
AP1100 Stufen und 3D-Oberflächenstörungen	55
AP1200 Akustische Rezeptivität.....	64
AP1300 Kürger Entwurf mit Schildeffekt.....	64
AP1400 Eisbildung- und Eisansatzsimulation.....	68
2.2 TP2 InCome / CMF - Technische Ergebnisse.....	72
Erzielte Ergebnisse	72
Konzeptionelle Vorgehensweise – Prozess der Herstellung der CMF Klappe	72
2.3 TP3 ATLAS – Technische Ergebnisse.....	83
AP3100 Strukturdynamische Aspekte der Stabilitäts- und Lastanalyse	84
AP3200 Aerodynamische Aspekte der Stabilitäts- und Lastanalyse	97
AP3300 Systemdynamische Aspekte der Stabilitäts- und Lastanalyse.....	105
AP3400 Validierung am Gesamtflugzeug und an einer A319 Center Section.....	120
3 Nutzen und Verwertbarkeit.....	133
3.1 TP1 ATLATUS.....	133
3.2 TP2 InCome / CMF	133
Wirtschaftliche Erfolgsaussichten / Anschlussfähigkeit.....	133
Wissenschaftliche und/oder technische Erfolgsaussichten im TP2.....	133
3.3 Nutzen und Verwertbarkeit in TP3.....	134
Wirtschaftliche und technische Erfolgsaussichten und Anschlussfähigkeit	134
Technische Erfolgsaussichten.....	134
Wissenschaftliche und wirtschaftliche Anschlussfähigkeit	135
4 Fortschritt bei anderen Stellen.....	136
4.1 TP1 ATLATUS.....	136
4.2 TP2 InCome / CMF	136
4.3 TP3 ATLAS	136
5 Dokumentation im Vorhaben.....	137
5.1 Veröffentlichungen	137
5.2 Zusammenstellung der verwendeten Fachliteratur (einschliesslich Grundlagen und Hintergrundinformationen).....	137
5.3 Liste der erstellten internen Dokumentation.....	138

5.4	Veröffentlichungen	139
5.5	Zusammenstellung der verwendeten Fachliteratur	140
6	Verzeichnisse.....	143
6.1	Abbildungsverzeichnis.....	143
6.2	Tabellenverzeichnis.....	147
7	Anlage Schlussbericht.....	148

Abkürzungsverzeichnis

Airbus	Airbus Operations GmbH
ACARE	Advisory Council for Aeronautics Research in Europe
AG	Airbus Group
AG-I	Airbus Group Innovations (vormals EADS-IW)
AIRBUS	Airbus Operations GmbH
AO	Airbus Operations GmbH
AP	Arbeitspaket (im Englischen WP = work package)
ATLATUS	Aero-Testing on LAMinar wing with disTURbanceS
ATTAS	Advanced Technologies Testing Aircraft System - Flugversuchsträger Basis VFW 614
A-UK	Airbus Operations Ltd. United Kingdom
BLADE	Breakthrough Laminar Aircraft Demonstrator in Europe
CAD	Computer Aided Design
CAE	Computer Aided Engineering
CAP	Computer Aided Process Planning
CDR	Critical Design Review, Kritische Entwurfsauswahl/-begutachtung
CFD	Computational Fluid Dynamics
CFK	Kohlefaserverstärkter Kunststoff
CROR	Contra Rotating Open Rotor
CSM	Computer Structure Mechanics
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
DMC	Direct Maintenance Cost
ET	Einzelteile
ETW	European Transonic Windtunnel (Köln)
F100	Fokker 100 (Flugzeugtyp)
FuE	Forschung und Entwicklung
FuT	Forschung und Technologie
GF	Großforschung
GKN	Guest, Keen and Nettlefolds (Hersteller von Flugzeug Komponenten)
GOM	GOM Gesellschaft für Optische Messtechnik mbH, Braunschweig
HIGHER-LE	High lift Enhanced Research – Leading Edge (LuFoIV-2 Airbus geführtes Verbund-Projekt und Vorhaben)

HILIFT	High Lift Research (LuFoIV-3 Airbus geführtes Verbund-Projekt und Vorhaben)
IHK	Innovative Hochauftriebs-Konfigurationen (LuFoIII Airbus geführter Verbund)
IW	EADS Innovation Works, siehe auch AG-I
KrüVer	Krüger Verifikation
KM	Knowledge Management
KMU	Klein- und mittelständige Unternehmen
LaWiPro	Laminar Wing Production
LaWiPro	Laminar CFRP Wing Shell Production
LuFo	Luftfahrtforschungsprogramm
M-Fly	Multidisziplinäre flugphysikalische Optimierung (LuFoIV-1 Airbus geführter Verbund)
MOVE.ON	Movable Design, Optimisation and Airframe Noise Reduction (LuFoIV-4)
NRC	Non Recurring Costs
OS	Oberschale
ProWings	PeRfOrmanCe development for WING design, Ground tests and Simulations
RC	Recurring Costs
R&T	Research and Technology (Deutsch: Forschung und Technologie)
SFWA	Smart Fixed Wing Aircraft
TAP	Teilarbeitspaket
TLAR	Top Level Aircraft Requirements
TOP-LDA	Technology Offensive Program Low Drag Aircraft
TRL	Technology Readiness Level
TS	Tollmien-Schlichting
TU-B	Technische Universität Berlin
TU-HH	Technische Universität Hamburg Harburg
TP	Teilprojekt
UA	Unterauftrag / Unterauftragnehmer
UAP	Unterauftragspartner
ZUSB	Zusammenbau

Spezielle Abkürzungen für TP3

A/C	Aircraft
ADIS	AFDX and Digital Injection Signals
AIC/BIC	Akaike Information Criteria / Bayesian information criterion
ANFIS	Adaptive-Network-Based Fuzzy Inference System (Adaptives Neuro Fuzzy Inferenz System)
AIC	Aerodynamic Influence Coefficient
ALC	Active Loads Control
AMI	Analytical Methods Inc.
APC	Aircraft Pilot Coupling
AR	Aspect Ratio
corr	Correlation coefficient
C/S	Control Surface, (aerodynamische) Steuerfläche
CFK	Kohlenstofffaserverstärkter Kunststoff
CG	Center of Gravity
CIT	Comfort In Turbulence
CL	Control Law
CL	Coefficient of Lift
CT	Continuous Turbulence
DFS	Differential Flap Setting
DGT	Dynamic Ground Test, Dynamischer Standschwingversuch
DRM	Pedal Deflection (Pilot)
eFAST	extended Fourier Amplitude Sensitivity Test
EEM	Equation Error Methode
EFCS	Electronic Flight Control System
EKF	Extended Kalman Filter
FAF	Front and Aft Fuselage
FCL	Flight Control Law
FSD	Fully Stressed Design
FTF	Flap Track Fairing
FU	Fuselage
GEV	Generalized Extreme Value
GLA	Gust Loads Alleviation
HDA	High Dimensional Approximation

HTP	Horizontal Tailplane - Höhenleitwerk
IDEFIX	FORTRAN based EEM and OEM FT-ID tool
ISSPA	Identification of Structural System Parameters
KF	Kalman Filter
L2	Euclidian Norm
LAF	Loads Alleviation Functions
LE	Leading Edge (In Deutsch: Vorderkante)
LEMF	Loads Exceedance Monitoring Function
Linf	Maximums Norm
LHS	Left Hand Side
LIDAR	Light Detection and Ranging
LODEMA	Loads Design Maneuver
LSQ	Least Squares
ML	Maximum Likelihood
MLA	Manoeuvre Loads Alleviation
MPC	Model Predictive Control
MPC	Modal Phase Co-Linearity
MTOW	Maximal Take-Off Weight
MXQSL/MX	Fin Root Bending
MZQSL/MZ	Fin Root Torsion
NLPI	Nonlinear Pedal Input
OEM	Output Error Method
OMA	Operationale Modalanalyse
OWE	Operational Weight Empty
QYSL/FY	Fin root Force
RF	Reserve Factor / Reserve-Faktor
RHS	Right Hand Side
SEA	Structural Element Assembly
SMT	Shear Moment Torque, Querkraft Biege- und Torsionsmoment
SVD	Singular Value Decomposition
TE	Trailing Edge (In Deutsch: Hinterkante)
TLSQ	Total LSQ
UKF	Unscented Kalman Filter
VARADIS	Variable ADIS

VTP Vertical Tailplane – Seitenleitwerk
WLSQ Weighted LSQ
WRBM Wing Root Bending Moment

1 Ziele des Vorhabens / Verbundes ProWinGS

1.1 Verbundziele und Organisation

Der von Airbus geführte Verbund inklusive des Airbus Vorhabens ProWinGS beinhaltet „Technologie-Produktentwicklungen durch Windkanalversuche, Strukturtests und Simulationen“ organisiert in drei Teilprojekten (TP): TP1 ATLATUS bzgl. der Laminartechnologie, TP2 InCome – CMF Hinterkantenklappe und TP3 ATLAS zur Methoden und Werkzeug Entwicklung für den aerelastischen und Lastreduzierten Entwurf und Nachweis für die Zertifizierung neuer Flugzeugtypen.

Airbus verfolgte mit dem Verbund / Vorhaben ProWinGS mehrere Ziele. Zum einen standen die technischen Ziele im Vordergrund, d.h. Technologien bereitzustellen, die die ACARE Targets bedienten, um damit einen wesentlichen Beitrag für die VISION 2020 zu leisten. Speziell arbeitete Airbus an den folgenden technischen Zielen:

- Eruierung der Toleranzen von Störungen an der Vorderkante und Laminarflügeloberseite zur Sicherstellung der laminaren Strömungseigenschaften mit Blick auf die optimale Ausnutzung der Treibstoffersparnis, aber auch mit Blick auf Reduktion der höchsten Strukturanforderungen an Entwurf und damit auch Gewichtsoptimierung sowie an die spätere Produktion (Teilprojekt TP1),
- Technologieführerschaft in der Entwicklung und operativen Nutzung einer integrierten Kohlefaserklappe in Vielholmerbausweise. Reduktion der Herstellkosten für den Hersteller Airbus und ggf. Wartungskosten durch den Kunden durch Bereitstellung eines industriell verifizierten Entwurfs. (Teilprojekt TP2),
- Weiterentwicklung von Methoden und Verfahren in der statischen Lastsimulation und Aeroelastischen Bewertung von Komponenten bis hin zum Gesamtflugzeug. Vertiefung und Verifikation der Methoden und Verfahren in der dynamischen Lastsimulation und Aeroelastik zwecks Reduktion der Kosten und Durchlaufzeiten für die Zertifizierung des Entwurfs. (Teilprojekt TP3).

ProWinGS beschäftigte sich in diesen drei Teilprojekten entlang der Entwurfsprozesse in Aerodynamik, Struktur und Integration bis hin zur Zertifizierung des Entwurfs mit der gemeinschaftlichen Vertiefung des Wissens & Verstehens und der Weiterentwicklung von Technologie bis hin zu deren Verifikation und wirtschaftlichen Bewertung und Fertigung für neue Flugzeugkonfigurationen. Mit der Verbesserung der Hochauftriebskomponenten an Vorderkante für den laminaren Flügel, an der Hinterkante für eine erhöhte Wirtschaftlichkeit, mit der genaueren, verbesserten Simulation von insbesondere dynamischen aeroelastischem und Lastverhalten des Flügels, Hochauftriebskomponenten, des Leitwerks bis hin zum Gesamtflugzeug sowie mit der Verringerung der Testzeiten und Qualitätsanalyse der entworfenen und gefertigten Produkte, leistete ProWinGS Beiträge zu innovativen und industriellen Lösungen für inkrementelle Verbesserungen und für eine möglichen neuen Flugzeugtyp der nächsten Generation mit natürlichen laminaren Flügel (NSR).

Airbus Operations GmbH setzte dabei auf eine starke und zuverlässige Kooperation mit seinen Partnern – Verbundpartner wie auch „Zulieferern“ – aus Industrie und Forschung, die über das erforderliche Know-How und Expertise auf den projektrelevanten Technologiefeldern verfügten und verfügen und für eine engagierte Zusammenarbeit einstanden und einstehen.

In diesen drei Teilprojekten wurden Ziele im TP1 zur Widerstandsreduktion im Reiseflug, im TP2 Gewichtsreduktion und/oder bessere Fertigungsprozesse mit gesenkten Kosten und ggf. auch geringeren Wartungskosten für den Kunden erreicht. Im TP3 wurden effiziente Entwicklungsmethoden mit verbesserter Vorhersagbarkeit von insbesondere instabilen oder dynamischen Phänomenen für eine Entwurfsoptimierung durch verbesserte Last-/ Strukturanforderungen entwickelt und bereitgestellt.

Entsprechend der Airbus-Strategie mit seiner Anpassung in 2014 wurde die Zeitplanung für den Entry into Service (EIS) für das nächste Kurzstreckenflugzeug mit Laminar-Technologie erneut angepasst. Das Ergebnis war, bezogen auch auf den Reifegrad der bereitstehenden Technologien für dieses Flugzeugkonzept, dass es möglich werden kann, dieses geplante NSR Airbus Flugzeug mittelfristig, möglicherweise bis 2025/2030+, zu entwickeln und im Betrieb einzusetzen. - Die im TP1 ATLATUS entwickelten und nachgewiesenen Technologien im industriellen Entwurf für einen Laminarflügel und integrierter Vorderkante trugen wesentlich dazu bei, diese Entscheidung positiv zu unterstützen. Weiterhin wurden neue Hinterkanten-Fertigungs- und Entwurfstechnologien erarbeitet unter Verwendung einer effizienten Bauweise mit der Verarbeitung von Kohlefasern, um verbesserte Lösungen auch für laufende Flugzeugprogramme anzubieten. Ein wichtiger Punkt für die weitere Entwicklung neuer Flugzeugtypen, aber auch der bestehenden Flotte war die Erarbeitung von Lösungen für die Integration leistungsfähiger Triebwerke und deren Integration unter Aspekten der Lastverteilung und des aeroelastischen Verhaltens der Gesamtkonfiguration und dessen aerodynamischen Leistung mit Auswirkungen auf Strukturauslegung und Strukturgewicht. Daher wurden insbesondere im letzten Projektjahr des Airbus Verbundes und Vorhabens ProWinGS zusammen mit dem Verbundpartner DLR die Anstrengungen in dieser Richtung nochmals verstärkt, um auf die kosteneffiziente Integration optimierter Triebwerke in allen Familien und voraussichtlich auf die Entwicklung einer aus Lasten und Aeroelastik Sicht kritischeren Auslegung von anderen bestimmten Flugzeugtypen zu konzentrieren.

Der Forschungsbedarf wurde auch durch andere Randbedingungen nötig: die Erfahrung von Boeing mit der Triebwerksintegration bei der B747-8 und der hiermit verbundenen aeroelastischen Probleme, die Windkanalversuche im ETW in der Vermessung moderner Flugzeugkonfigurationen, die Darstellung von kritischen Lastenniveaus und die aeroelastische Kritikalität im (Vor)-Entwurf (mit einem sehr hohen Flatterisiko bzw. sehr geringen aeroelastischen Stabilitätsreserven infolge der Integration der Triebwerke und der nicht mehr ausreichenden Güte und Detaillierung der aeroelastischen Modelle und Berechnungsverfahren) für derartige moderne Flugzeugkonfigurationen.

Weiterhin waren zu berücksichtigen, die Komfortprobleme bei einigen Flugzeug-Familien bedingt durch aeroelastische Eigenbewegungsformen (mit Rumpf-Flügel-Triebwerks-Interaktion. Airbus hatte hier auf die Probleme seines Mitbewerbers geschaut, der mit der Triebwerksintegration bei der B747-8 eine Erhöhung der Entwicklungskosten in der Größenordnung von 100 Mio € (*geschätzter Wert*) zu kämpfen hatte. Die Triebwerks-integrationsprobleme bei einer Airbus Flugzeug-Familie wurden erst bei der Flugerprobung entdeckt und konnten nur durch nicht-optimale Lösungen „geheilt“ werden, so dass ebenfalls zwischenzeitlich erhöhte „Zusatzkosten“ pro Flugzeug entstanden waren. Die bisherigen Entwurfs-Berechnungen und Windkanalversuche zeigten, dass die globalen Lasten-, die lokalen Komponentenlasten-, die Vibrations- und Aeroelastik-Berechnungsverfahren für die zukünftigen Triebwerksintegrationen nicht hinreichend

genau, detailliert und robust waren (in Deutschland). Auf der französischen Seite wurde dieser Entwicklung bereits durch laufende nationale französische Projekte wie DGAC-Academie 1 und DGAC-Academie 2 sowie CORAC_Epice Rechnung getragen.

Der LuFo-IV-ProWINGS-Verbund und dessen Stärkung durch die Beförderung des BMWi / Deutschen Bundesregierung ermöglicht es, dass die Airbus Operations GmbH mit seinem Verbundpartnern und FuT-Partnern (Unterauftragspartnern) die Ergebnisse für die genannten laufenden und zukünftigen Triebwerksintegrationen und Neuentwicklungen zu verwerten.

Airbus wurde insbesondere seiner federführenden Rolle in der FuE-Landschaft in Deutschland gerecht und lieferte damit einen maßgeblichen Beitrag zu den Förderzielen der Bundesregierung und des Bundesministeriums für Wirtschaft und Energie (BMWi).

Darüber hinaus wirkte Airbus auch in verstärktem Maße im Europäischen Rahmen in Horizon 2020 und CleanSky 2. Durch die so ermöglichte Kombination von LuFo-IV ProWinGS und den Projektbeiträgen in Horizon 2020 und CleanSky 2 (CS2) wurden neue Arbeitsplätze für hochqualifizierte Ingenieurwissenschaftler in Deutschland geschaffen.

I.1 Erreichte Ziele TP1 ATLATUS - Zusammenfassung

Airbus verfolgte in dem Teilprojekt TP1 ATLATUS („Aerodynamisches Testen am Laminaren Flügel zur Unterdrückung von Störungen“) auch in Zusammenarbeit mit den anderen Verbundpartnern von ProWinGS folgende Ziele:

- Reduktion des Treibstoffverbrauchs durch effizientere Flugleistung aufgrund der Anwendung der Laminarflügeltechnologie im operativen Betrieb
- Gleichzeitige Emissions- und Schadstoffreduktion durch diese Reduktion des Treibstoffverbrauchs.

Es wurden in diesem Teilprojekt/Arbeitspaketen folgende technische Arbeitsziele umgesetzt:

2D Windkanalversuch

- Beurteilung der Anforderungen an einen Laminarflügel im Hinblick auf Fertigungstoleranzen und Wartungsaufwand
- Bereitstellung von Daten aus einem entsprechendem 2D Windkanalversuch mit einem Laminarflügel
- Untersuchung der kritischen Schlüsselemente wie die Oberflächenanforderungen an die Flügeloberfläche, die Verbindung der Flügelbox mit dem Nasenteil sowie Welligkeits- und Rauigkeitsanforderungen des Nasenteils
- Nutzung der Windkanaldaten für Weiterentwicklung und Validierung von numerischen Tools zum Einsatz bei Airbus
- Rezeptivitätsuntersuchungen und Absicherung der erreichbaren laminaren Lauflängen beim operationellen Betrieb eines Laminarflügels in Verbindung mit gegenläufigen Propellerantrieben
- Bewertung und Weiterentwicklung des Laminarflügelkonzeptes auf Gesamtflugzeugebene

ATRA Flugversuche zu Insektenbahnen

- Detaillierte Untersuchung von kritischen Oberflächenstörungen durch Insekten auf die Laminarität.
- Schaffung einer Datenbasis für Insektenflugbahnen an einer realen Hochauftriebskonfiguration
- Nutzung dieser Datenbasis zur Validierung und Weiterentwicklung von Berechnungsverfahren für Insektentrajektorien und des Auftreffens von Insekten auf die Flügelnahe eines Laminarflügels
- Anwendung der weiterentwickelten Tools auf konkrete Laminarflügelentwürfe bei Airbus

Berechnungsverfahren für komplexe 3D Eisgeometrien

- Verbesserung der Berücksichtigung von Eisrauheit auf die Umströmung von komplexen 3D Flügelgeometrien durch Erweiterung der Rauheitsmodellierung in den Turbulenzmodellen des DLR TAU Strömungsberechnungsprogramms.
- Validierung der neuen Modelle an einer Airbus 3D Referenzkonfiguration für verschiedene Formen des Eisansatzes (Raueis-Schicht, „Doppelhorn“ Eisansatz)
- Entwicklung einer Referenzvorgehensweise („Best practice“) für die inkrementelle Berechnung der Auswirkung von Eisansätzen bezüglich Gitter-Topologie und – Feinheit, sowie verwendeter Turbulenzmodelle und Zeitintegration.

Speziell in diesem Teilprojekt TP1 ATLATUS als Beitrag zum Vorhaben und respektive zum Verbund ProWinGS werden folgende förderpolitischen Ziele verfolgt:

- Stärkung der deutschen Aktivitäten im Bereich des Laminaranwendung für die nächsten Airbusprodukte
- Weiterentwicklung und Stärkung eines bestehenden Netzwerkes zu dem Technologiethema Laminarflügel
- Forcierung der Weiterentwicklung bis hin zur Anwendung des Laminarflügels im operativen Betrieb

I.2 Erreichte Ziele TP2 InCome – CMF - Zusammenfassung

Airbus verfolgte in diesem Teilprojekt TP2 InCome (CMF-Neo) im Rahmen des Verbundprojektes ProWinGS folgende Ziele:

- Signifikante Reduktion der Fertigungskosten und der Fertigungsdurchlaufzeit
- Sicherung des Fertigungsstandortes Bremen

Damit wurden speziell in diesem Teilprojekt/Arbeitspaketen folgende technische Arbeitsziele angestrebt:

- Signifikante Reduktion des Zusammenbauaufwands der Komponente durch Minimierung der Anzahl der Bauteile (hochintegrierte Bauweise) und Optimierung des Zusammenbauprozesses (signifikante Reduzierung der Befestigungselemente).
- Reduzierung der Umweltbelastung im Sinne der ACARE-Vereinbarungen (z.B. durch reduzierte Transportwege für weniger Bauteile)

Speziell in diesem Teilprojekt TP2 und als Beitrag zum Vorhaben und respektive Gesamtverbund ProWinGS wurden folgende förderpolitischen Ziele verfolgt:

- Stärkung des Luftfahrtstandortes Deutschland durch Sicherung der Entwicklungskompetenz am Standort Bremen in Bezug auf eine hoch-innovative Fertigungstechnologie mit einem anerkannt hohen Technologiepotential.
- Sicherung von ca. 2000 Arbeitsplätzen (direkt und indirekt) in der Industrie
- Forcierung der Weiterentwicklung ggf. bis hin zur Anwendung von folgenden Technologien: One-Shot RTM – Trockenfaserinfusionsprozess unter Verwendung einer Heizpresse (kein Autoclav-Backprozess unter Überdruck notwendig).

I.3 Erreichte Ziele TP3 ATLAS - Zusammenfassung

Airbus verfolgte in diesem Teilprojekt ATLAS im Rahmen des Verbundprojektes ProWinGS in Zusammenarbeit mit den anderen Verbundpartnern folgende Ziele:

- Reduktion des Treibstoffverbrauchs und der Emissionen,
- Erhöhung von Komfort, Crew- und Passagiersicherheit,
- Optimierung von Wartungsintervalle und Bodenstand-/Reparaturzeiten (um bis zu 10 Tagen),
- Verkürzung des Gesamtentwicklungszyklus, sowie der Zeiten für Um- und Nachrüstungsprogramme (jeweils bis zu 10%).

Damit wurden speziell in diesem Vorhaben und als Beitrag zum Gesamtverbund ProWinGS im Teilprojekt TP3 ATLAS folgende technische Arbeitsziele umgesetzt:

- Reduktion der Dauer eines Standschwingversuchs durch Verbesserung der Analyseverfahren für die Auswertung solcher Versuche,
- Erhöhung der Aussagefähigkeit von aeroelastischen Stabilitätsuntersuchungen durch Erfassung von stochastischen strukturellen und aerodynamischen Unsicherheiten in der aeroelastischen Stabilitätsanalyse,
- Verbesserung der Auslegungsverfahren durch Entwicklung von Konzepten für die lokale Komponentenlastanalyse und die strukturdynamische Nachweisführung,
- Erhöhung der Genauigkeit im industriellen Lastenprozess durch Nutzung hochwertiger numerischer Verfahren,
- Reduktion der Lasten und Erhöhung des Komforts durch Integration von Verfahren zur aktiven Lastreduktion in den Entwurf,
- Validierung der Auslegungsverfahren durch Identifikation von Lasten aus dem Flugversuch,
- Experimentelle Validierung relevanter Aspekte des Lastenprozesses durch Windkanalversuche.

Speziell in dem Teilprojekt TP3 ATLAS als Beitrag zum Vorhaben und respektive zum Verbund ProWinGS wurden folgende förderpolitischen Ziele verfolgt:

- Stärkung der Deutschen Aktivitäten im Bereich des Last- und Aeroelastik-Simulation, Tests und Vorhersage von (Komponenten-)Entwürfen und Gesamtflugverhalten für aktuelle und die nächsten Airbusprodukte
- Weiterentwicklung und Stärkung eines bestehenden Netzwerkes zu dem Technologiethema „Loads & Aeroelastik“ mit DLR und Deutschen Universitäten
- Forcierung der Weiterentwicklung der Methoden und Verfahren insbesondere von dynamischen Phänomenen zwecks Sicherung der Technologieführerschaft im Europäischen Wettbewerb.

I.4 Stand der Wissenschaft und Technik / bisherige Arbeiten

TP1 ATLATUS

Airbus hatte zusammen mit dem DLR aber auch mit weiteren Partnern in Europa in diversen Forschungs-Programmen zur Entwicklung der Laminar-Technologie intensiv zusammengearbeitet. Die folgende Abbildung gibt hier einen Überblick über einige wichtige Projekte auf nationaler und europäischer Ebene. Durch diese Arbeiten, die speziell auch in Deutschland intensiv vorangetrieben wurden, wurde hier eine klare Technologie-Führerschaft für die Laminartechnologien herausgearbeitet.

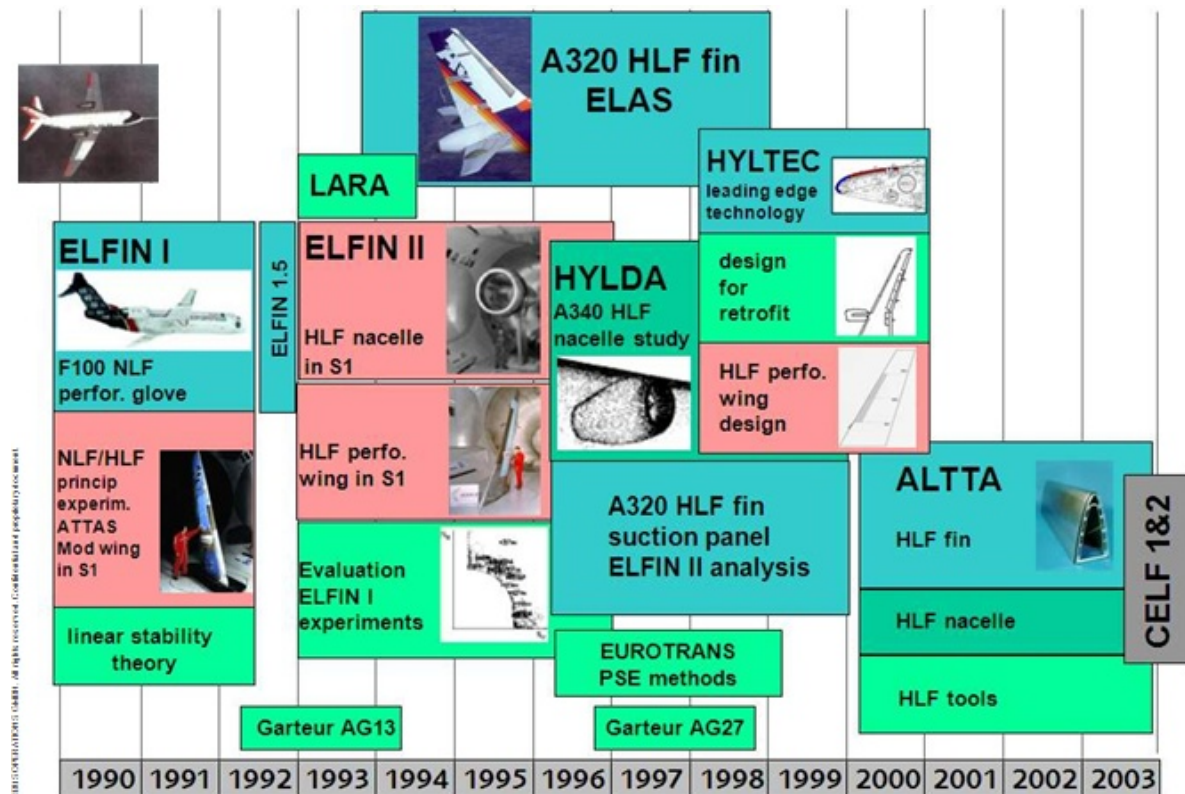


Abbildung 1-1: Übersicht über Laminaraktivitäten bei Airbus und Partner

Zur effektiven Umsetzung der Laminartechnologie auf Basis der natürlichen Laminarhaltung sind insbesondere auf der Flügeloberseite (Saugseite) große laminare Lauflängen erforderlich. Die Gewährleistung dieser Lauflängen erfordert ein sehr präzises Wissen über das zulässige Maß an geometrischen Störungen, die ohne Lauflängenverlust von der laminaren Grenzschicht erduldet werden. Die genaue Kenntnis hierüber stellt unumstößliche Genauigkeitsanforderungen an das Strukturkonzept, den Fertigungsprozess aber auch an Reparaturverfahren. Kritische Schlüsselemente sind hierbei die Flügeloberschale und die Anbindung der Flügelbox an den hoch integrierten Nasenkasten mit Krüger-Klappe. An solchen Verbindungsstellen tritt stets ein kleiner Versatz der Bauteile zueinander auf, d.h. eine vor oder zurück springende Stufe. Abhängig vom lokalen Druckgradienten, der Reynolds-Zahl der Stufe und der geometrischen Ausbildung der Kanten gibt es eine kritische Stufenhöhe, die zur frühzeitigen Transition führt. Die Kenntnis der Wechselwirkung der lokalen Strömungsphänomene an der Stufe selbst mit Instabilitäten der laminaren Grenzschicht liegt derzeit nicht mit ausreichender Genauigkeit

vor und muss erarbeitet werden. Weitere Aspekte wie erhöhte Rauigkeit im Nasenbereich durch Erosion und die entsprechenden aerodynamischen Auswirkungen sind hier ebenfalls wichtige Themen.

Als wesentliche Erkenntnis aus den laufenden Arbeiten konnte festgehalten werden, dass die sehr präzise Kenntnis der aerodynamischen Oberflächenanforderungen der Schlüssel für die erfolgreiche Einführung dieser Technologie ist. Sind diese Anforderungen überzogen, lässt sich eine Strukturlösung nicht kostengünstig und gewichtsoptimal realisieren. Wenn die Anforderungen zu niedrig angesetzt sind, können u.U. die gewünschten aerodynamischen Leistungen nicht erfüllt werden.

Im Rahmen des nunmehr abgeschlossenen LuFoIV-2 Verbund-Projektes HIGHER-LE wurden intensive Untersuchungen zu Oberflächenstörungen (Stufen & Welligkeiten) an speziellen 2D Winkanalmodellen im Kryo-Rohrkanal Göttingen durchgeführt. Die folgende Abbildung zeigt ein solches Modell und gibt ein Beispiel für den Effekt einer kleinen Vorwärtsstufe auf die erreichbaren laminaren Lauflängen.

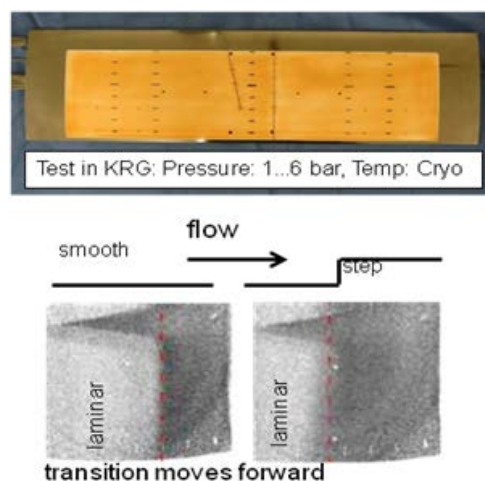


Abbildung 1-2: Effekt einer Vorwärtsstufe auf die Laminarität

Diese von Airbus durchgeführten Arbeiten hatten jedoch auch gezeigt, dass zur Entwicklung von numerischen Vorhersagemethoden solcher Effekte eine detaillierte Kenntnis der komplexen Strömungsvorgänge um eine solche Stufe notwendig waren. Bei den im KRG eingesetzten Modell waren aufgrund der relativ kleinen Modellabmessungen (Profiltiefe=150mm) keine Messmethoden sinnvoll einsetzbar vorhanden, die solche Daten liefern könnten.

Neben solchen strukturbedingten geometrischen Störungen ist die aerodynamische Leistungsfähigkeit eines Laminarflügels auch von weiteren operationellen Gesichtspunkten abhängig. Die Kontamination der Flügelnase durch Insekten während der Start- und Landephase kann zu erheblichen Leistungseinbußen führen. Grund hierfür ist, dass Insektenreste bei Überschreiten einer kritischen Höhe den unmittelbaren laminar-turbulenten Umschlag bewirken können und damit eine große Anzahl von Turbulenzkeilen entstehen, siehe Abbildung.

Daher wurden in dem ebenfalls bereits abgeschlossenen LuFoIV-3 Verbund-Projekt HILIFT und auch in HIGHER-LE (LuFoIV-2) die Krüger-Klappe entwickelt, die neben einer gewissen Hochauftriebsleistung vor allem als „Schild“ fungiert, welches die Flügelnase vor

dem Auftreffen und Anhaften von Insekten schützt. Die Sicherstellung der notwendigen aerodynamischen Leistung wurde in dem Folgeprojekt LuFoV-1 LDAinOP weiter untersucht.

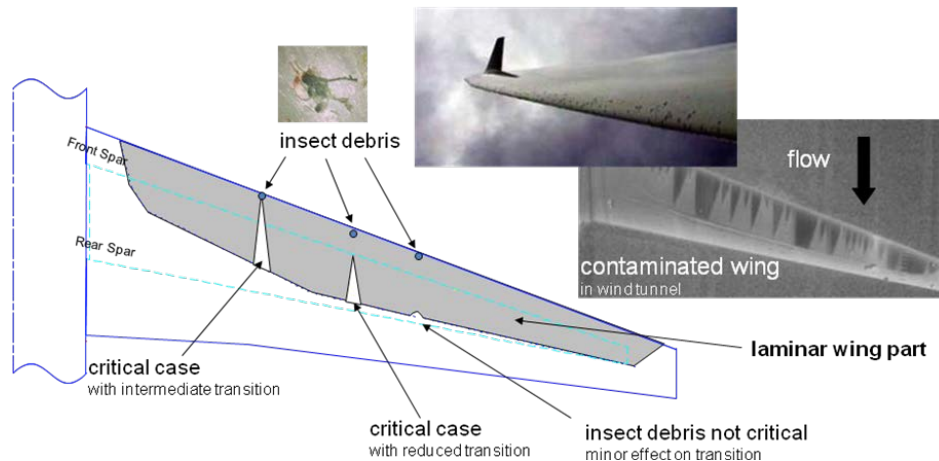


Abbildung 1-3: Effekt von Insektenrückständen auf die Laminarität

Abhängig vom Impuls des Insekts und dessen Auftreffwinkel auf die Oberfläche kommt es zu einem Anhaften auf der Oberfläche, was für sensitive Grenzschicht-Bereiche bzgl. der Laminarhaltung verhindert werden muss. Um die Auslegung einer Krügerklappe hinsichtlich Gewicht, Hochauftriebsleistung, Bauraum und Abschirmung optimieren zu können, wurden die Flugbahn und der kritische Anhaftwinkel für leichte und schwere Insekten unter Flugbedingungen ermittelt. Es gelang mit diesen Daten ein numerisches Verfahren zur Berechnung des Kontaminationsgrades zu kalibrieren, so dass der Krügerklappen-Entwurf im Hinblick auf Abschirmungseffekte optimiert wurde.

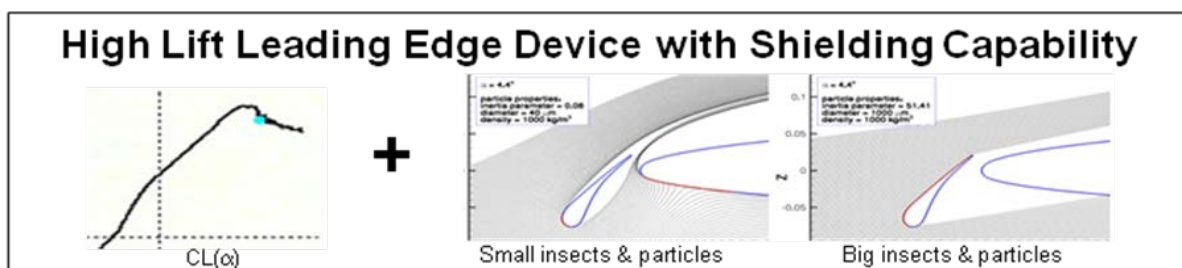
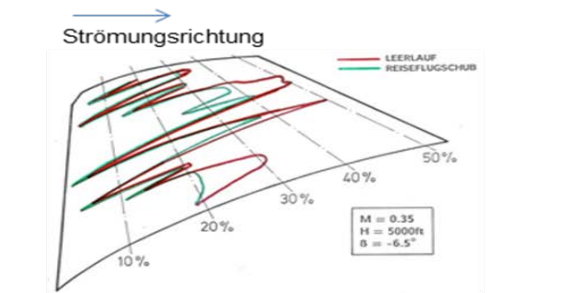


Abbildung 1-4: Krüger als Hochauftriebselement und Insektenschutzschild: Effekt von leichten und schweren Insekten auf die Insektenflugbahn

Neben diesen geometrischen Störungen kann die laminare Grenzschicht stromab des Punktes der neutralen Stabilität auch auf akustische Störungen ansprechen [11,12,13,14].

In enger Zusammenarbeit mit dem DLR wurden bereits bei den ersten in Flugtestuntersuchungen mit der VFW614 ATTAS und einem Laminarhandschuh im Rahmen des Projektes Transsonischer Laminarflügel (TLF) Effekte des Triebwerkklärrs gemessen, siehe Abbildung 7 [15]. Bei dieser Überflügelanordnung des Triebwerks wurde eine nur mäßige Beeinflussung des Triebwerkklärrs auf die Laminarität gemessen.



Effekt Triebwerkslärm auf laminare Strömung

Abbildung 1-5: VFW614 ATTAS mit Laminarhandschuh: Effekt des Triebwerkslärms auf Transition

Vor dem Hintergrund der geplanten Verwendung des Antriebkonzepts von gegenläufigen offenen Rotoren (CROR) bestand jedoch aufgrund der deutlich unterschiedlichen Frequenzen und des Schalldruckpegels die Befürchtung, dass es aufgrund der vom diesem CROR-Triebwerk abgestrahlten Frequenzen zu einer akustischen Rezeptivität mit einem deutlichen Verlust an laminarer Lauflänge kommt. Dieser Fragestellung wurde in den geplanten DLR Aktivitäten nachgegangen, wobei stets die Übertragbarkeit auf eine reale Flugzeugkonfiguration durch Airbus sichergestellt wurde.

Neben der weiter oben erläuterten Insektenkontamination führt auch Eisbildung insbesondere an der Flügel Nase zu einer Verminderung der aerodynamischen Leistung. Dabei wird die Erhaltung der laminaren Lauflänge aufgegeben und es muss über ein Vereisungssystem sichergestellt werden, dass auch unter Vereisungsbedingungen ein sicherer Betrieb des Fluggerätes gewährleistet wird. Um die Auslegung der Enteisungsleistung bestimmen zu können, war es notwendig, die Leistungsdegradation durch Eisbildung vorhersagen zu können. Vor dem Hintergrund, dass nicht die gesamte Vereisungsflugumveloppe in Vereisungswindkanälen untersucht oder später im Flugversuch erfolgen werden kann, hatte Airbus ein großes Interesse verstärkt Simulationsverfahren einzusetzen, mit der Maßgabe, dass diese dann robust ausgelegt und validiert wurden. Moderne numerische Strömungsberechnungsverfahren als Kombination von hybriden Reynoldszahl-gemittelten Navier-Stokes Verfahren mit fortschrittlichen Turbulenzmodellen wurden hinsichtlich der Simulation der inkrementellen Auswirkungen von Vereisungsvorgängen bewertet. Damit wurde eine Optimierung des Flügels, des Hochauftriebssystems und des Enteisungssystems unter Berücksichtigung der von Eisansätzen erzeugten Leistungsdegradationen möglich.

Im Rahmen des Projekts M-Fly/AeroNext wurden bereits erste, vielversprechende Versuche zur numerischen Vorhersage der Auswirkung von Eisansätzen an 2D Profilen unternommen [15]. Diese Untersuchungen wurden auf eine ausgewählte komplexe 3D Geometrie und andere Arten von Eisansätzen erweitert.

Zusammenfassend kann gesagt werden, dass mit diesem neuen Vorhaben insbesondere die Aspekte des operationellen Betriebs eines Flugzeuges mit einem Laminarflügel untersucht und entsprechende Rückwirkungen auf die Auslegung eines solchen Laminarflügels abgeleitet wurden.

Wie bereits im vorherigen Kapitel erläutert war Airbus in allen großen Laminarforschungsprojekten, beteiligt. In diversen Publikationen wurde über die wesentlichen Ergebnisse berichtet. Airbus war ebenfalls maßgeblich an den Flugversuchen, welche im Rahmen des europäischen Forschungsvorhaben ELFIN II an einem laminar ausgelegten Flügelstück

einer Fokker F100 durchgeführt wurden, beteiligt, siehe Abbildung. Eine wesentliche Erkenntnis aus diesem Projekt war, dass die Oberflächenanforderungen für den laminaren Flügel sehr hoch sind und intensive Studien zur Qualitätsverbesserung der Schlüssel zur Einführung der Technologie bei künftigen Verkehrsflugzeugen ist.

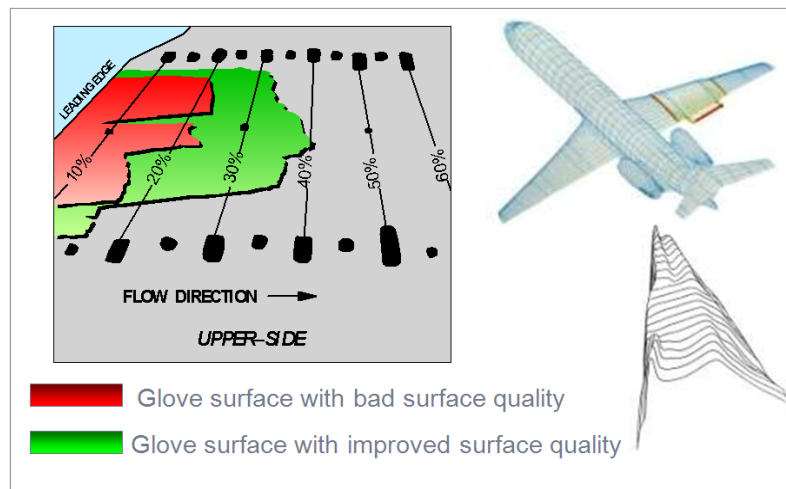


Abbildung 1-6: Test von laminare Lauflängen mit unterschiedlichen Oberflächen an einer Fokker F100

Das Thema Laminartechnologie ist ein Kernthema für Airbus. Daher versucht Airbus über verschiedene Vorhaben auf nationaler und europäischer Ebene dieses Thema zusammen mit Partnern voranzutreiben. Airbus intern wurden und sind alle Arbeiten zum Thema (natürliche und hybride) Laminarität in dem Technology Offensive Program Low Drag Aircraft (TOP-LDA) zusammengeführt. Das Ziel ist es im Rahmen von JTI Clean Sky 1 diese Technologie auf einem dafür eigens entworfenen Laminarflügel als Außenflügel an einer A340 im Flug zu demonstrieren. Der Flugversuch dafür ist für die nächsten Monate in JTI Clean Sky geplant.

Der neue Aufgabenschwerpunkt unter TP1 ATLATUS war, speziell die operationellen Aspekte des Betriebs eines Laminarflügels zu untersuchen und entsprechende Validierungsdaten und weiterentwickelte Auslegungstools auch für diese Demonstration bereitzustellen, so dass eine enge Zusammenarbeit nicht nur auf nationaler Ebene, sondern auch auf Europäischer Ebene zu diesem Technologiethema von Airbus mit den beitragenden Partnern bestand und besteht.

TP2 InCome Integrierte Composite Multispar Flap

Die CFK-Vielholmerbauweise wurde in der militärischen und zivilen Luftfahrt bei der Konkurrenz (Boeing, Lockheed Martin und Bombardier) bereits in der Serie angewandt. Airbus hatte diese Technologie ebenfalls für sich mit dem Ziel der Senkung der RC erkannt. Mit diesem Vorhaben war es gelungen, die Anwendung der CFK-Vielholmerbauweise für eine Außenklappe nachzuweisen und für weitere zukünftige Entwurfslösungen als Referenz bereitzustellen.

Das Ziel des Nachweises der Technologiereife TRL6 bzgl. der industriellen Machbarkeit und des Erreichens der Gewichts- und Kostenziele unter Einhaltung der Zertifizierungsanforderungen war in LuFoIV-4 ProWinGS gelungen. Aufgrund der zunehmenden Wettbewerbsbedingungen und der Anforderungen an die industrielle Produktion gelang allerdings kein Einstieg als serientaugliche Lösung. Weitere Anstrengungen hinsichtlich der Serien-Qualität und des vollständigen Integrationskonzeptes wurden erkannt und müssen in zukünftigen FuT-Projekten noch umgesetzt werden.

TP3 ATLAS

Das Erreichen der Ziele in TP3 ATLAS erforderte robuste, kosteneffiziente Methoden, um im ganzen Entwicklungsprozess eine möglichst vollständige Erfassung der flugphysikalischen Vorgänge (Böen, Strukturschwingungen usw.) zu gewährleisten. Daher wurden deshalb die Methoden für den Entwurf leichterer Luftfahrzeuge von Anfang an auf interdisziplinäre Mehrfeldlöser gestützt, in denen hochgenaue Verfahren zur Strömungsanalyse und zur Bewegungs- und Spannungsanalyse der Struktur miteinander gekoppelt wurden. Vereint mit fortschrittlichen ROM-Methoden (Reduced Order Modelling) können sie einen robusten Flugzeugentwurf bei Reduktion der Entwicklungskosten und des Strukturgewichts ermöglichen. Dazu gehören u. a. Volterra-Wiener-Ansätze für die nichtlineare Aerostrukturdynamik (ASD). Die Koppelung mit der Systemdynamik war bisher modell- und löserseitig nicht betrachtet worden. Innovationen waren der Ausbau dieser Vorgehensweisen zu robusten Entwurfs- und Vorhersageverfahren unter Berücksichtigung der Methoden und Erkenntnisse aus Experimenten wie z.B. den ETW-Windkanal-Experimenten der Sonderforschungsbereiche 401 (AC), 557 (B), 609 (DD), und den An-Bord-Böenmessungen von Airbus.

Bisher dienten Windkanaltests zur Erstellung der aerodynamischen Daten. Die intensivere Nutzung von hochwertigen CFD Ansätzen, die in ATLAS adressiert wurden, erlaubten eine Erhöhung der Genauigkeit und Effizienzsteigerung. Die entstandenen Windkanalkapazitäten wurden für aeroelastische Versuche und Technologieerprobung genutzt.

Die Entwicklung von Lastabminderungssystemen adressierte neue unkonventionelle Regler-Architekturen mit neuen Steuerflächen, Aktuatoren (hochelastische Steuerflächen) und Sensoren. Die Kopplung dieser Systeme mit verstärktem Einsatz von CFK-Bauteilen eröffnete schon im frühen Entwurfsstadium weitgehende Optimierungsmöglichkeiten. Das Potenzial von Onboard-Überwachungssystemen wurde dabei noch stärker genutzt.

Airbus hatte in EU-Projekten (z. B. HiReTT, M-DOW, AWIATOR) und z. B. in DYNAFLEX, MODYAS, M-Fly (Optodyn, AeroNext), FTEG systematisch Vorgehensweisen entwickelt, die für dieses TP ATLAS in LuFoIV-4 ProWinGS essentiell waren. Das DLR verfügte und verfügt über in der Aeroelastik und in der Strömungsanalyse/-beeinflussung geeignete

Werkzeuge FLOWer, TAU und Methoden der aktiven Strömungskontrolle. In den vorangegangenen Verbundvorhaben MEGADESIGN und MUNA zusammen mit der RWTH Aachen wurde die stationäre Aeroelastik methodisch mit einbezogen. Die RWTH hatte mit Unterstützung von Airbus weltweit erstmals aerostrukturdynamische ETW-Versuche im Reynoldszahlbereich großer Flugzeuge durchgeführt und den ASD-Code SOFIA entwickelt, der durch die Experimente des SFB 401 des Transferprojektes ASMAD und in den EU-Projekten HiReTT und REMFI vielfach bestätigt wurden.

Airbus betreibt seit Jahren in zahlreichen FuT-Projekten eine kontinuierliche Weiterentwicklung seiner Kompetenzen auf den oben genannten Gebieten in enger Zusammenarbeit mit dem DLR, Hochschulen und KMUs. In den Projekten Modyas und M-Fly wurden u.a. FuT-Arbeiten zu Aeroelastischen Windkanalversuchen, Entwurf einer Winglet-Erweiterung mit aktuierten Steuerflächen zur Lastreduktion, Untersuchungen zu einfachen Lasten- und Komfortregelsystemen zur aeroelastischen Optimierung von einfachen metallischen Flugzeugstrukturen durchgeführt. Mit dem Hochauftriebszentrum in Bremen war und ist Airbus Operations GmbH insbesondere Kompetenzhalter im Hochauftriebsbereich für Planung, Forschung und Entwurf hinsichtlich Aerodynamik und Aeroakustik. Passive und aktive Strömungskontrolltechniken wurden computergestützt, experimentell und unter Flugbedingungen u.a. in den Projekten ELFIN, ALTTA und AeroNext untersucht. Weiterhin war und ist die Airbus Operations GmbH transnational für die Aeroelastik, die Erstellung der aerodynamischen Daten für Lasten und ihre Berechnung zuständig. Diese Airbus Kompetenz wurde ergänzt durch die Kompetenz der Eigenantragsteller, z.B. EADS-MAS, nun Airbus Group Defence and Space. Er verfügt über die Kompetenz der Systemverantwortung für den gesamten aerodynamischen Datensatz und trägt damit entscheidende Verantwortung auch für benachbarte Disziplinen (z.B. Flugregelungssysteme). Dazu wurden alle notwendigen Kompetenzen in mehrjährigen bisherigen F&E Projekten aufgebaut worden.

1.5 Vorhabenorganisation

In der folgenden Abbildung ist die Organisation des LuFoIV-4 Vorhabens / Verbundes ProWinGS auf Teilprojektebene dargestellt.

Im Teilprojekt TP1 ATLATUS wurden Oberflächenanforderungen für die möglichst weitreichende Erhaltung der laminaren Strömung für einen Laminarflügelentwurf experimentell an einem Windkanal und numerisch mit geeigneten Tools untersucht. Numerische Rechnungen mit Störungen inkl. Eisansätze begleiteten die experimentellen Untersuchungen. Im TP2 CMF erfolgte der abschließende Entwurf und Entwicklung einer neuen CMF-Klappe. Durch Strukturtests erfolgte die Verifizierung des optimierten Entwurfs. Im TP3 ATLAS wurde durch Weiterentwicklung und Verbesserung von Methoden das aeroelastisch-strukturelle Verhalten von Komponenten und des Gesamtflugzeug optimiert, die aerodynamisch-strukturelle Leistung verbessert und die dynamische Lastanforderungen methodisch erfasst und in Ground / Flight Vibration Tests untersucht und verifiziert.

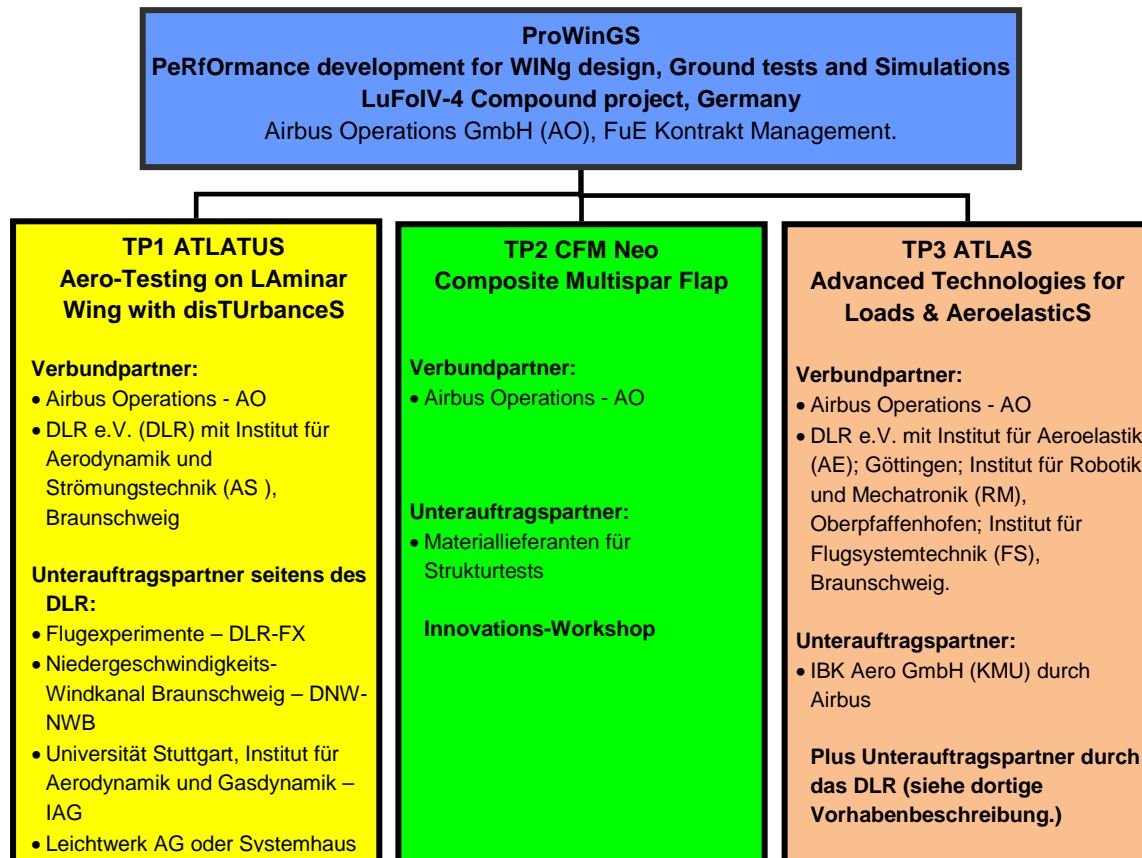


Abbildung 1-7: Teilprojektstruktur des Verbundes respektive des Airbus Vorhabens ProWinGS mit den Beiträgen des DLR als Verbundpartner in TP1 ATLATUS und TP3 ATLAS und Angabe der potentiellen FuE-Unterauftragspartner

Airbus führte auch den gleichnamigen Verbund ProWinGS mit dem Verbundpartnern Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) mit seinen Instituten für Aerodynamik und Strömungstechnik (AS) im Teilprojekt TP1 ATLATUS und mit Institut für Aeroelastik (AE) und Institut für Flugsystemtechnik (FT) jeweils in Braunschweig und Institut für Robotik und Mechatronik (RM), Oberpfaffenhofen, im Teilprojekt TP3 ATLAS. Mit dem Teilprojekt TP2 beschäftigte sich ausschließlich Airbus, wobei die Ergebnisse insbesondere aus TP3 für die Verifikation zur Zertifizierung des Strukturentwurfs mit eingeflossen sind.

Teilprojekt TP1 ATLATUS („Aero-Testing on LAMinar Wing with disTURbanceS“, „Aerodynamisches Testen am LAMinaren Flügel zur Unterdrückung von Störungen)

Die nächste Flugzeuggeneration soll an Wirtschaftlichkeit überzeugen und weitere Treibstoffeinsparungen gegenüber der klassischen A320 liefern. Ein wesentlicher Leistungssprung war hierbei durch die Laminartechnologie nachzuweisen. Mit der Laminarhaltung der Grenzschicht ist eine erhebliche Reduktion des Reibungswiderstandes möglich. Abhängig von der Reiseflugmachzahl und -höhe sowie der Größe des Flugzeuges kommen hier entweder natürlich Laminarität (nur durch Formgebung) oder Hybridlaminarität (Kombination aus Formgebung und aktiven Maßnahmen wie Absaugung der Grenzschicht) zum Zuge.

Je nach Anwendungsfall können mit der Laminartechnologie Widerstandsreduktionen am Flügel bis zu 10% erreicht werden. Weitere Bauteile wie Seitenleitwerk und Höhenleitwerk kommen ebenfalls für eine Laminarisierung in Frage.

Trotz jahrzehntelanger Forschung auf dem Gebiet der Laminarität speziell auch in Deutschland, hat die Laminartechnologie bislang keinen Eingang in die kommerzielle Luftfahrt gefunden. Wesentlicher Grund hierfür war und ist, dass die hohen Anforderungen an die Oberflächenqualität bislang nur mit hohem Aufwand und Kosten zu erreichen sind und auch über die operationelle Lebenszeit eines Flugzeugs gesichert werden müssen. Im Rahmen dieses Projektes wird im Teilprojekt TP1 ATLATUS wurde daher versucht, die aerodynamischen Anforderungen an die Struktur und Oberflächenqualität möglichst präzise zu erfassen und entsprechende Vorhersagetools für zukünftige Anwendungen bereitzustellen.

Dazu wurde in Zusammenarbeit mit dem DLR ein 2D Profilmodell entwickelt, das die typischen Grenzschichtstabilitätsbedingungen eines Flügels mit natürlicher Laminarität in Reiseflugkonditionen nachbildet. Die notwendige Oberflächenqualität des Laminarflügels, speziell im Hinblick auf die Strukturanforderung im Übergangsbereich von Nasen- und Flügelkasten sowie der Einfluss von Störfaktoren wie Lärm wurden im Windkanal an diesem großen 2D Modell untersucht und eine sehr detaillierte Datenbasis um diesen strömungstechnisch komplexen Bereich geschaffen. Weitere Störfaktoren wie das Auftreffen von Insekten auf die Flügelhase mit daraus resultierenden Verschmutzungen wurden über durch Flugversuche mit dem DLR ATRA ermittelt. Auch hier war das klare Ziel, mit diesen Flugdaten und den Daten aus dem 2D Windkanalversuch direkte Randbedingungen für zulässige Störgrößen abzuleiten. Diese wertvolle Datenbasis war aber auch zur Validierung und Weiterentwicklung entsprechender Vorhersagetools intensiv genutzt worden, um für zukünftige Laminarflügelentwicklungen entsprechende Werkzeuge bereitzustellen.

Die Verminderung der aerodynamischen Leistung durch Eisbildung an Laminarflügeln und deren Vorhersagemöglichkeit war ein weiterer wichtiger Bestandteil des TP1 ATLATUS. Es wurden Verfahren zur Berechnung der Leistungsdegradation mit Eisansatz entwickelt und validiert, um die Ergebnisse frühzeitig beim Entwurf eines Laminarflügels zu berücksichtigen. Auch diese Arbeiten wurden in enger Kooperation mit dem DLR durchgeführt.

Teilprojekt TP2 InCome („Integrated Composite multispar flap“), „In Deutsch: Integrierte Carbonfaserklappe in Vielholmerbauweise“)

Mit der Entwurfsverifikation der hochintegrierten CMF-Klappe in dieser Vielholmer-CFK-Bauweise wurde der notwendige „step change“ in eine völlig neue Generation von Flugzeug Landeklappen erreicht.

Im Rahmen des Teilprojekts CMF wurde das FuT-Konzept einer Vielholmerbauweise für eine Hinterkantenklappe in Kohlefaser bis zum Technologie-Reife-Level (TRL) TRL6 weiterentwickelt, um das Risiko für die Strukturentwicklung zu minimieren. Ein wichtiger Aspekt war die Optimierung zwischen Herstellkosteneinsparungen und Gewicht unter Berücksichtigung von Anforderungen gegen Vogelschlag im täglichen Einsatz. Die Minimierung der Defekte in der Herstellung und Erstellung von Nacharbeitslösungen erforderten die signifikante Einbindung der Fertigung mit Prozess- und Werkzeug (Tooling)-Themen. Eine enge Abstimmung zwischen der Fertigung und dem Design wurde durch

den Requirement Management Prozesses unterstützt, der auch bei der erfolgreichen Erarbeitung von Reparaturverfahren zur Anwendung kam.

Aufgrund der bereits vorhandenen hohen technologischen Reife (TRL4) zu Beginn des Vorhabens durch vorangegangene, intern geleistete Arbeiten von und durch Airbus konnte Airbus die Weiterentwicklung dieser Technologie selbstständig vorantreiben. Ein Austausch hinsichtlich der prinzipiellen Verifikation und Weiterentwicklung der Technologie zu Hinterkantenklappen in dieser gearteten Bauweise mit Kohlefaser erfolgte mit dem LuFoIV-2 Projekt HIGHER-TE und insbesondere hier in dem Teilprojekt TP2. Weiterhin erfolgte hinsichtlich der zu zertifizierenden Strukturentwürfe auch eine Zusammenarbeit bzw. Weiterentwicklung im Zusammenhang mit Last- und Aeroelastik-Simulationen und Tests im Rahmen des LuFoIV-2 Projektes FTEG und hier insbesondere im Projektteil TP3 „Loads&Aeroelastik“ in diesem Vorhaben / Verbund LuFoIV-4 ProWinGS.

Auf Basis der Weiterentwicklungen und Lösungen von technologischen und technischen Herausforderungen hinsichtlich der Umsetzung der Entwurfsanforderungen und deren Verifikation, die in HIGHER-TE als auch in FTEG geleistet wurden, wurde im Rahmen von ProWinGs die Integration in das nächste neue, ggf. adaptiert für neue Flugzeugprogramm vorbereitet, was einen hohen wirtschaftlichen und technologischen Mehrwert für die Luftfahrtindustrie in Deutschland und für den Airbus Standort Bremen darstellt.

Teilprojekt TP3 ATLAS (“Advanced Technologies for Loads & AeroelasticS”; **“Ausgewählte Technologien für Last- und Aeroelastikanalysen und Simulationen)**

Fluglasten und Bodenlasten sind maßgeblich für die Strukturdimensionierung und aus diesem Grund ein wesentlicher Treiber für das resultierende Flugzeuggesamtgewicht und damit die Flugleistung. Trends in der weltweiten Flugzeugentwicklung, zu denen auch die FuT-Arbeiten in den LuFo-Vorgängerprojekten wie FTEG, M-Fly, Modyas usw. beigetragen hatten, hatten gezeigt, dass eine Reduktion der Fluglasten durch Lastabminderungsfunktionen, multidisziplinäre Optimierung, Simulation und Versuch signifikant das Flugzeuggewicht, den Treibstoffverbrauch, die Emissionen und die Entwicklungskosten reduzieren können. Auf der anderen Seite hat die Geschichte der Flugzeugentwicklung, und hier insbesondere der B747-8, gezeigt, dass Probleme im Bereich Lasten und Aeroelastik - in dem genannten Beispiel handelte es sich um Flatterphänomene - die Entwicklungskosten um bis zu 200 Mio. € erhöhen können, darüber hinaus die eingesparten Kosten durch die Verringerung des Treibstoffverbrauchs und der Emissionen wieder aufzehren und die Auslieferung einer neuen Flugzeugfamilie signifikant verzögern können. Das Problem wurde tiefergehender analysiert, sodass neue technologische Step-Changes, wie z.B. die geforderte Lastenkontrolle, durch bestmögliche Vorversuche und robuste Simulationstechniken für verschiedene Anwendungen realisiert wurde.

Die Arbeiten im Teilprojekt TP3 ATLAS dienten der Verbesserung der experimentellen und numerischen Verfahren in der aeroelastischen Stabilitätsanalyse und dem Lastenprozess bei der Auslegung von Luftfahrzeugen. In diesen Prozessen wurden mehrere Disziplinen eng gekoppelt. Die gleichzeitige Abbildung der Strukturmechanik, der Aerodynamik und auch der Regelung des Flugzeugs bildeten die Basis in beiden Prozessen. Die Bestimmung von Lasten war nicht nur ein zentraler Punkt für die Abschätzung von Strukturgewicht, Flugleistung und Lebensdauer. Darüber hinaus lieferten die Lastanalyse und die aeroelastische Stabilitätsanalyse offensichtlich extrem sicherheitsrelevante Aspekte der Flugzeugauslegung.

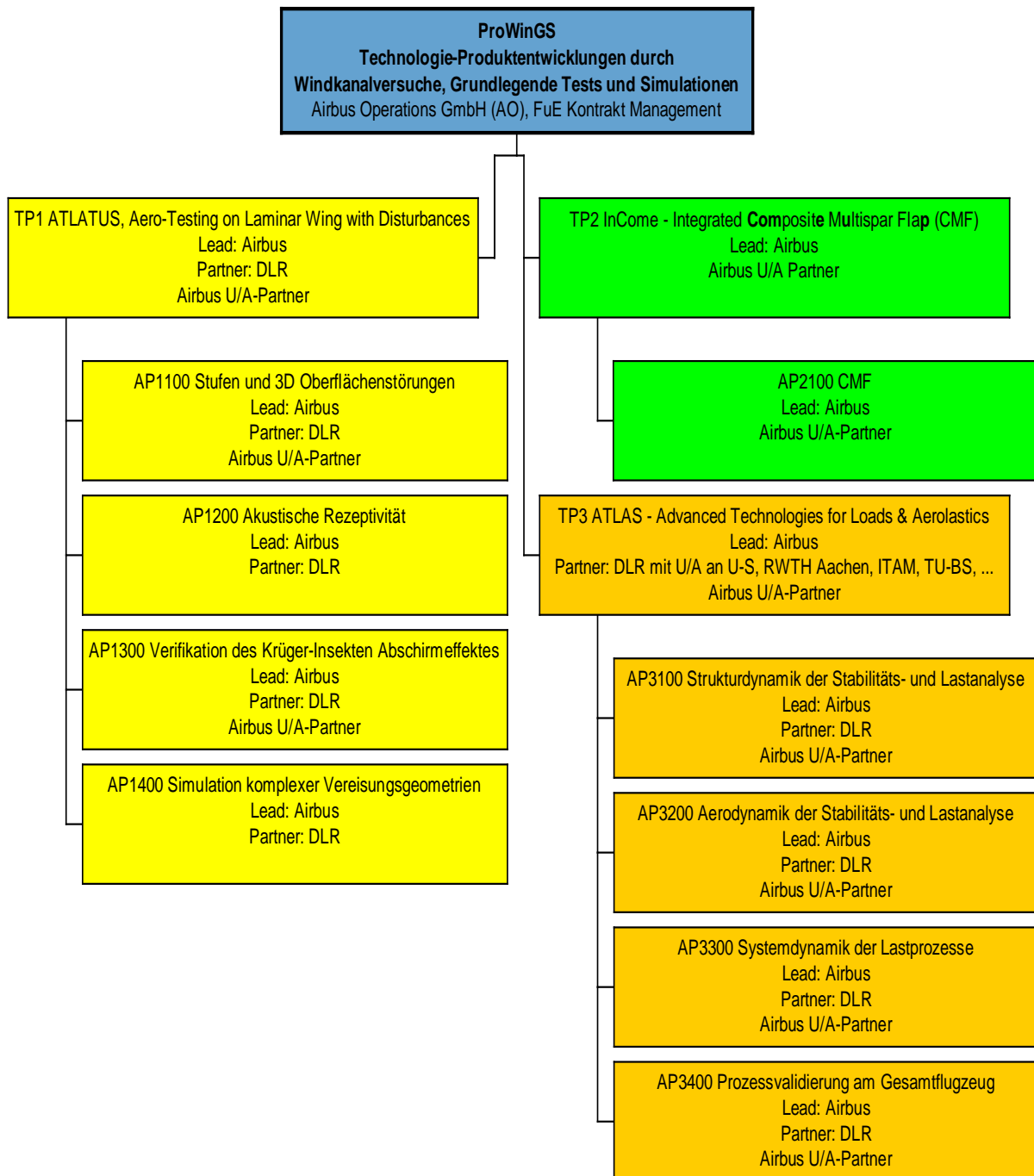
Die Prozesse der Stabilitätsanalyse wie auch der Lastanalyse waren in ihrer jeweiligen industriellen Implementierung methodisch sehr abhängig von Flugzeugtyp, der Firmengröße und der jeweiligen Entwurfsphilosophie. Aus diesem Grund war es notwendig, die Prozesse grundsätzlich zu verstehen, um anschließend Verbesserungspotential in physikalisch und technisch wichtigen Aspekten zu identifizieren und Verbesserungen anzubringen.

Sowohl die aeroelastische Stabilitätsanalyse als auch die Lastanalyse beruhen auf schnellen Verfahren zur Repräsentation der Struktur, der instationären Aerodynamik und der Regelungstechnik. Dieses war durch die notwendige hohe Anzahl (oft mehrere Zehntausend) von Analysen gerechtfertigt, die im Entwicklungs- und Zulassungsprozess eines Flugzeugs durchgeführt wurden. Ein Großteil der Analysen wurde daher im Frequenzbereich durchgeführt, wobei lineares Verhalten der disziplinären Modelle zumindest in den Grenzen der jeweiligen Analysebereiche Voraussetzung sind. Bekannte relevante Nichtlinearitäten wurden durch Korrekturen der disziplinären Modelle oder durch Parametervariation abgedeckt. Im Analyseprozess wurden die Lasten oft global berechnet und dann mit nachgeschalteten Verfahren auf lokale Lasten der Komponenten umgerechnet.

Verbesserungsbedarf gab es insbesondere in der physikalisch motivierten Abbildung von Nichtlinearitäten in den Prozessen, wozu u. a. große Strukturverformungen, nichtlineare Materialeigenschaften sowie das Verhalten der instationären Aerodynamik bei Ablösung (große Anstellwinkel, hohe Geschwindigkeiten) gehört. Die Möglichkeit, eine große Zahl von Analysen in geringer Zeit zu realisieren, blieb dabei erhalten.

Auch die genauere Lastanalyse auf Komponentenbasis war ein wichtiger weiterer Entwicklungsschritt. Eine entscheidende Aufgabenstellung für aktuelle und zukünftige Luftfahrzeugkonfigurationen war darüber hinaus die integrierte Überwachung von Lasten im Flug sowie die aktive Kontrolle auftretender Luftlasten zur Reduktion von Böen- und Manöverlasten. Letztlich war die experimentelle Validierung physikalisch motivierter neuer Simulationsansätze notwendig, gerade für die angesprochenen Phänomene der instationären Aerodynamik im Grenzbereich. Dieses wurde durch Windkanalversuche und Identifikation am fliegenden Flugzeug umgesetzt.

In der folgenden Abbildung ist die Organisation des LuFoIV-4 Vorhabens / Verbundes ProWinGS auf Arbeitspaketebene je Teilprojekt dargestellt.



**Abbildung 1-8: Teilprojekt- und Arbeitspaketstruktur
 des Airbus Vorhabens ProWinGS (LuFoIV-4) und des Verbundes ProWinGS.**

I.6 Teilprojekt TP1 ATLATUS

Organisation des TP1

An dem Teilprojekt TP1 ATLATUS waren die Verbundpartner Airbus und DLR beteiligt.

Das Teilprojekt TP1 ATLATUS beinhaltete vier Arbeitspakete (AP), für die Airbus Arbeitsbeiträge und Ergebnisse leistete. Diese Airbus FuT-Arbeiten erfolgten insbesondere in einer eng verzahnten Zusammenarbeit mit dem DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik (AS) in Braunschweig:

- AP1100 Steps and 3D disturbances (Airbus, DLR).
Einfluss geometrischer Störungen auf die Transitionslage
- AP1200 Noise Effect by Engines (Airbus, DLR)
Akustische Rezeptivität
- AP1300 Shielding Verification (Airbus, DLR)
Verifikation des Krüger-Insekten Abschirmeffektes
- AP1400 Prediction Complex Icing Geometries (Airbus, DLR)
Simulation komplexer Vereisungsgeometrien (PerFormIce)

Die folgende Abbildung illustriert die Arbeitspaketstruktur des TP1 ATLATUS mit den einzelnen Themenschwerpunkten je Arbeitspaket und vermerkt die Verbindung zu anderen Förderprojekten im Rahmen des Luftfahrtforschungsprogramms LuFo, insbes. LuFoIV und den Europäisch geförderten Projekten zu der JTI „Clean Sky“ mit SFWA („Smart Fixed Wing Aircraft“).

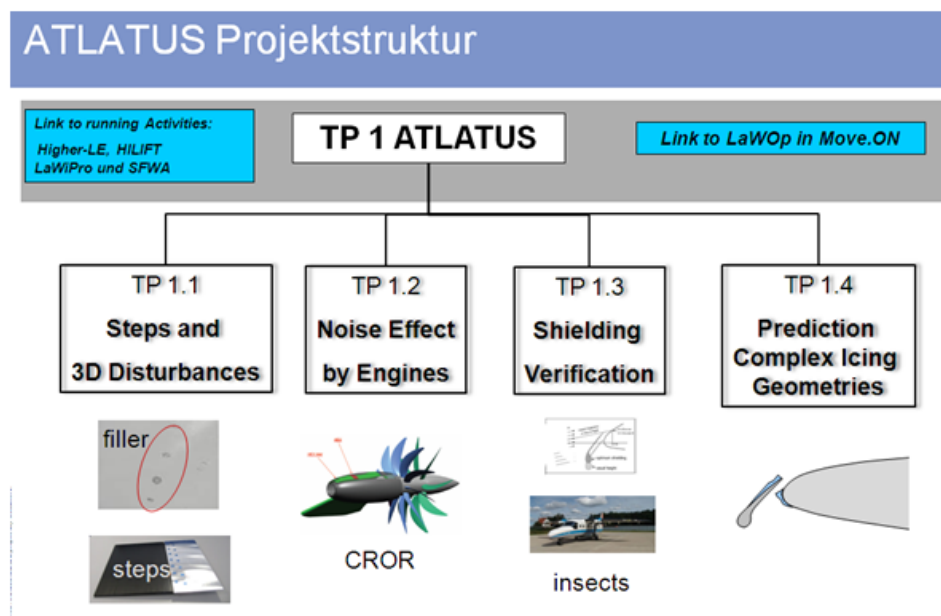


Abbildung 1-9: Arbeitspaketstruktur (APS) des Teilprojektes TP1 ATLATUS mit Illustration der Themenschwerpunkte pro Arbeitspaket.

AP1100 Stufen und 3D Oberflächenstörungen

Arbeitsziele

Die geplanten Arbeiten im AP1100 fokussierten auf operationelle Aspekte der natürlichen Laminarhaltung. Hierzu zählten sowohl der Einfluss von Stufen, wie sie beim Anschluss des Nasenkastens an die zentrale Flügelbox auftraten, als auch die Auswirkungen von Oberflächenrauigkeiten (z.B. entstanden durch Regen- oder Sanderosion). Diese Themen wurden im AP1100 bearbeitet. Die zulässigen Grenzen geometrischer Störungen bestimmten in signifikantem Maße die Umsetzbarkeit von Strukturkonzepten und waren daher für die Beurteilung des Gesamtpotentials eines Laminarflügels von zentraler Bedeutung.

Definition des relevanten Flügeldesignbereichs für die Auslegung des 2D Profilmodells und Unterstützung bei der Auslegung des Profilmodells

Das vom DLR benutzte 2D Modell wurde bestmöglich für typische Grenzschichtstabilitätsbedingungen eines Laminarflügels in Reiseflugkonditionen nachgebildet, um aussagekräftige Ergebnisse erzielen zu können. Insofern bildete dies beim Arbeitsanteil von Airbus einen wichtigen Anteil und es wurde besonderes Augenmerk auf die entsprechende Flügelumsetzung gelegt. Airbus hatte hier bereits umfangreiche Erfahrungen im Projekt LuFoIV-2 HIGHER-LE mit der Definition des kleinen 2D Modells für den KRG gesammelt, die in diese Aufgabenstellung eingeflossen sind. Ziel war es hierbei die Tollmien-Schlichting (TS)-Stabilitätssituation für das neue 2D Modell unter den Randbedingungen des NWB Windkanals im subsonischen Bereich so zu gestalten, dass die Situation eines realen Flügelbereiches repräsentiert wurde.

Definition des Windkanalversuches zusammen mit dem DLR

Die Randbedingungen für diesen sehr speziellen Windkanalversuch wurden intensiv mit dem DLR abgestimmt. Dies umfasste die Strömungsbedingungen, zu benutzende Messtechnik, aber insbesondere auch die Struktureigenschaften, die nachgebildet wurden. Ergebnisse aus den laufenden LuFo Projekten HIGHER-LE und insbesondere dem stark strukturorientierten Projekt LaWiPro flossen hier mit ein (z.B. Lage der Trennstelle zwischen Nasenteil und Flügelboxbereich).

Weiterentwicklung der Vorhersagemethoden zusammen mit dem DLR

Die Daten aus dem Windkanalversuch wurden in zweierlei Hinsicht genutzt:

1. Durch die Ähnlichkeit des 2D Modells mit der realen Flügelsituation (Reynolds-Zahl; Stabilitätssituation) wurden direkt Anforderungen an einen Laminarflügel abgeleitet.
2. Die Hauptaufgabe bestand jedoch darin, Vorhersagemethoden zu entwickeln. Die unterstützenden Arbeiten zur direkten numerischen Simulation von Stufen (Unterauftrag des DLR an Uni Stuttgart) unterstützten hier die Analyse der Messungen im Bereich der komplexen Strömungsvorgänge um die Stufe herum. Ziel war jedoch hier, nicht diese aufwendigen Rechnungen durchführen zu müssen, sondern daraus eine vereinfachte Modellierung der Effekte einer Stufe auf den Grenzschichtumschlag abzuleiten. Diese Modellierung enthielt die wesentlichen Effekte von Reynoldszahl und Grenzschichtstabilitätssituation und beschrieb mit der Stufenhöhe als Parameter die wesentlichen Effekte. Denkbar war hier, dass man

den Stufeneffekt als Delta-N-Faktor berücksichtigt und damit ein auch im Entwurf einfach zu handhabendes Werkzeug erstellt.

Unterstützung bei der Durchführung und Analyse der Versuche im Windkanal im Hinblick auf die Strukturanforderung des bei Airbus entwickelten Laminarflügels

Das Windkanalmodell bildete wesentliche Eigenschaften einer typischen Strukturlösung für einen Laminarflügel ab. Dazu war die Kenntnis dieser Strukturlösung notwendig. In dem laufenden LuFo Projekt LaWiPro wurden solche Strukturlösungen erarbeitet. Diese Studien bildeten die Basis für die Festlegung der zu simulierenden Eigenschaften während des Windkanalversuches (z.B. Vorderholmlage; Lage der Verbindungsstelle Flügel mit Nasenkasten; konstruktive Details des Übergangs/Stufenbereiches etc.). In den geplanten FuT-Arbeiten in MOVE.ON unter dem Teilprojekt LaWOp (AP2200) wurden zusätzlich auch Information über realen Zusammenbau dieser beiden Strukturkomponenten und Austauschbarkeit ermittelt. Diese Erkenntnisse wurden dann in weiteren Messphasen mit dem Windkanalmodell, in der die akustische Rezeptivität identifiziert wurde, mitberücksichtigt und entsprechende Konturstörungen im Windkanal wurden simuliert.

Ergänzung oder Erweiterung der Anforderungen an die Strukturlösung des bei Airbus entwickelten Laminarflügels

Aufgrund der Analyse aus den Windkanaldaten wurde eine Basis für die Anforderungen an die Oberfläche dieses Laminarflügels geschaffen. Diese Ergebnisse wurden bei der Umsetzung und finalen Bewertung auf Gesamtflugzeugebene berücksichtigt.

Umsetzung und Bewertung aller relevanten Ergebnisse auf Gesamtflugzeugebene

Da bei Airbus alle Ergebnisse aus den Strukturarbeiten für einen zukünftigen Laminarflügel über das interne Laminarprojekt TOP-LDA zusammenlaufen, war eine weitere Hauptaufgabe für Airbus, die Erkenntnisse aus den entsprechenden Versuchen in neue Anforderungen an die Strukturlösung mit aufzunehmen. Auf Basis dieser Anforderungen und den daraus resultierenden Abschätzungen für Bau- und Wartungsaufwand und den erreichbaren aerodynamischen Vorteilen wurde dann die wichtige Beurteilung des Gesamtsystems laminarer Flügel/Flugzeug nach wirtschaftlichen Gesichtspunkten vorgenommen.

AP1200 Akustische Rezeptivität

Arbeitsziele

Für mögliche Zielkonfigurationen dieser Technologie wie einem neuen Kurzstreckenflugzeug verspricht der Antrieb durch modernste, leistungsstarke Propellertriebwerke eine deutliche Reduktion des Treibstoffverbrauchs. Die Schallabstrahlung derartiger Triebwerke liegt in einem Frequenzbereich, der zu einer Störungsanfächung in der laminaren Grenzschicht führen kann, was im ungünstigsten Fall zu einem Verlust an laminarer Lauflänge und damit Leistungsfähigkeit des Tragflügels führt. Die in AP1200 geplanten Arbeiten analysieren daher systematisch die Empfänglichkeit der laminaren Grenzschicht auf akustische Störungen und deren Auswirkungen auf die Transitionslage für Tollmien-Schlichting Wellen. Der Einfluss von Schallwellen wurde in den weiteren Messphasen mit dem Windkanalmodell untersucht.

Airbus hatte für eine typische Heckanordnung eines CROR Triebwerkes die Schallausbreitung, Frequenzbereich und Schalldruckpegel am Ort des Flügels bereitstellen (siehe Zusammenarbeit mit dem LuFoIV-4 CRAFD/COCLEA Vorhaben). Mit diesen Angaben wurde dann vom DLR die bestmögliche Simulation des Lärmeffektes auf den Flügel ermittelt.

AP1300 Verifikation des Krüger-Insekten Abschirmeffektes

Arbeitsziele

Das Ziel in diesem Arbeitspaket war die Kalibrierung und Validierung des DLR Particle Tracer zur Vorhersage von Insektentrajektorien in unmittelbarer Umgebung der Flügelvorderkante und der daraus ableitbaren Verschmutzung. Durch Flugtests mit dem DLR-ATRA in Hochauftriebskonfiguration und anschließender Auswertung der Verunreinigung durch Insekten an der Flügelvorderkante wurde die dafür notwendige Datenbasis geschaffen. Hierfür wurden die Flugbedingungen dieser Versuche sehr genau festgelegt, damit die Daten auch zur Validierung und Weiterentwicklung von entsprechenden Verfahren weiter genutzt wurden. Airbus wählte hier die entsprechenden Flugbereiche aus und schlug Prozeduren vor, damit keine unkontrollierte Insektenkontaminierung auftrat und möglichst konstante Bedingungen zur Auswertung der Flugversuche vorlagen. Insbesondere wurde die Fähigkeit zur Vorhersage der Verschmutzung durch relativ leichte Insekten aufgebaut, die unterhalb der Vorderkantenklappen auf den Flügel auftreffen. Dies war eine entscheidende Voraussetzung für die multidisziplinäre Auslegung der Krüger-Klappe als Hochauftriebselement für den Laminarflügel.

Während der Flugversuche bzw. nach der Landung war eine genaue Beobachtung und Analyse der aufgetroffenen Insekten notwendig. Insbesondere die Lage der Insektenrückstände in Flügeltiefenrichtung wurde hier festgehalten. Mit den im Flugversuch gesammelten Daten bezüglich Insektenkontamination wurde eine Datenbasis geschaffen, die es ermöglichte, die bereits vorhandenen Werkzeuge zur Vorhersage von Insektenflugbahnen zu kalibrieren. Hier war daran gedacht, die Parameter für die Insektensimulation (Durchmesser und Gewicht) so lange zu variieren, bis die aus den Flugversuchen ermittelten Werte im Mittel getroffen wurden (Analogie zu realen Insekten). Das so kalibrierte Verfahren wurde dann bei Airbus für Beispielkonfigurationen eingesetzt und eine optimale (Hochauftrieb; Insektenschutz) Lage und Größe des Krügers definiert. Die Auswirkungen dieses neuen Krüger-Entwurfs wurde dann in einer Gesamtbewertung hinsichtlich Krügerlasten; Kinematikrandbedingungen und Gewicht (System; Struktur) verglichen mit dem Stand, der auf den bisherigen Annahmen beruhte.

AP1400 Simulation komplexer Vereisungsgeometrien

Arbeitsziele

Eisbildung an der Flügelnase führt im allgemeinen zur Verminderung der aerodynamischen Leistung eines Flügels. Um diese Degradation frühzeitig bei der Auslegung von Flügel, Hochauftriebssystem und dem Eisschutzsystem berücksichtigen zu können, muss ein Flugzeughersteller in der Lage sein, den Effekt von Eisansatz zumindest inkrementell

vorherzusagen. Ziel dieses Arbeitspaketes PERFORMICE war es, zu bewerten in wie weit moderne Gleichungslöser für die Reynolds-gemittelten Navier-Stokes Gleichungen auf hybriden Netzen in der Lage sind, zukünftig robuste Vorhersagen der Leistungsverminderung durch Eisansatz zu treffen.

Im Einzelnen wurden folgende Teilziele angestrebt:

- Erweiterung des höherwertigen Reynolds-Stress-Turbulenzmodells hinsichtlich der Möglichkeit die Rauheit von vereisten Oberflächen zu berücksichtigen und Überprüfung der Fähigkeiten bereits vorhandener Zwei-Gleichungs-Turbulenzmodelle.
- Validierung des DLR TAU Strömungslösers für die Vorhersage der inkrementellen Leistungsverminderung durch Eisansatz anhand von forschungs- und industrierelevanten zwei- und dreidimensionalen Testfällen.
- Erarbeitung einer Referenzvorgehensweise für die inkrementelle Berechnung der Auswirkung von Eisansätzen bezüglich Gitter-Topologie und –Feinheit, sowie verwendeter Turbulenzmodelle und Zeitintegration (RANS bzw. uRANS).

Erzielte Arbeitsergebnisse im TP1

- Verbesserte Struktur Anforderungen für den Laminarflügel
- Verbesserte Erkenntnis über den Effekt von Treibwerkslärm auf Laminarität
- Vorhersagemöglichkeit von Insektenflugbahnen für Laminarflügel geeignete Hochauftriebssysteme (Krueger)
- Eine validiertes Berechnungsverfahren für die Bestimmung der Inkremente in der aerodynamischen Leistung durch einen Eisansatz

Zusammenarbeit mit anderen Verbundpartnern im TP1 ATLATUS

Der wesentliche Verbundpartner in TP1 ATLATUS ist das DLR. Die wesentlichen Elemente der Zusammenarbeit können stichwortartig wie folgt beschrieben werden

- Bereitstellung der aerodynamischen und strukturellen Randbedingung eines typischen Laminarflügels durch Airbus
- Auslegung eines 2D Profils unter den spezifischen Randbedingungen des Windkanals durch das DLR
- Spezifikation des Windkanalversuches durch Airbus in Zusammenarbeit mit dem DLR
- Bau des Windkanalmodells durch das DLR
- Durchführung der Windkanalversuche durch das DLR mit Unterstützung durch Airbus
- Analyse der Windkanalversuche durch das DLR und Airbus
- Weiterentwicklung der numerischen Verfahren zur Vorhersage von Konturstörungen auf Basis dieser Ergebnisse durch das DLR und Airbus
- Definition der Flugtestmatrix für ATRA Flüge zu Insektenflugbahnen von leichten Insekten zusammen mit dem DLR

- Unterstützung der Flugtests durch Airbus
- Anwendung des vom DLR bereitgestellten neuen Particle Tracer und Überprüfung an konkreten Anwendungsfällen incl. Positionierung eines Krügers
- Wirtschaftliche Gesamtbewertung der Ergebnisse der Windkanalversuche (Oberflächenanforderung; Lärm) und der optimierten Krügerauslegung anhand eines Gesamtflugzeugentwurfes mit Laminarflügel
- Unterstützung des DLR bei der Validierung der verbesserten Turbulenzmodelle durch Bereitstellung von geeigneten Testfällen (inklusive Geometrien und experimenteller Ergebnisse).

1.2 Teilprojekt TP2 InCome (CMF – Composite Multispar Flap)

TP2 InCome – CMF Klappe: Status quo vice versa Innovation & Ziele:

Das Teilprojekt TP2 „InCome“ – „Integrated Composite Multispar Flap“ beinhaltet ein wesentliches Arbeitspaket mit der darin zu leistenden Aufgabe:

- AP2100 CMF - Entwicklung einer CFK-Vielholmerklappe zur TRL6 Technologiereife.

Die folgende Abbildung zeigt die Arbeitspaketstruktur mit den Teilarbeitspaketen des TP2 InCome bzw. AP2100 CMF.

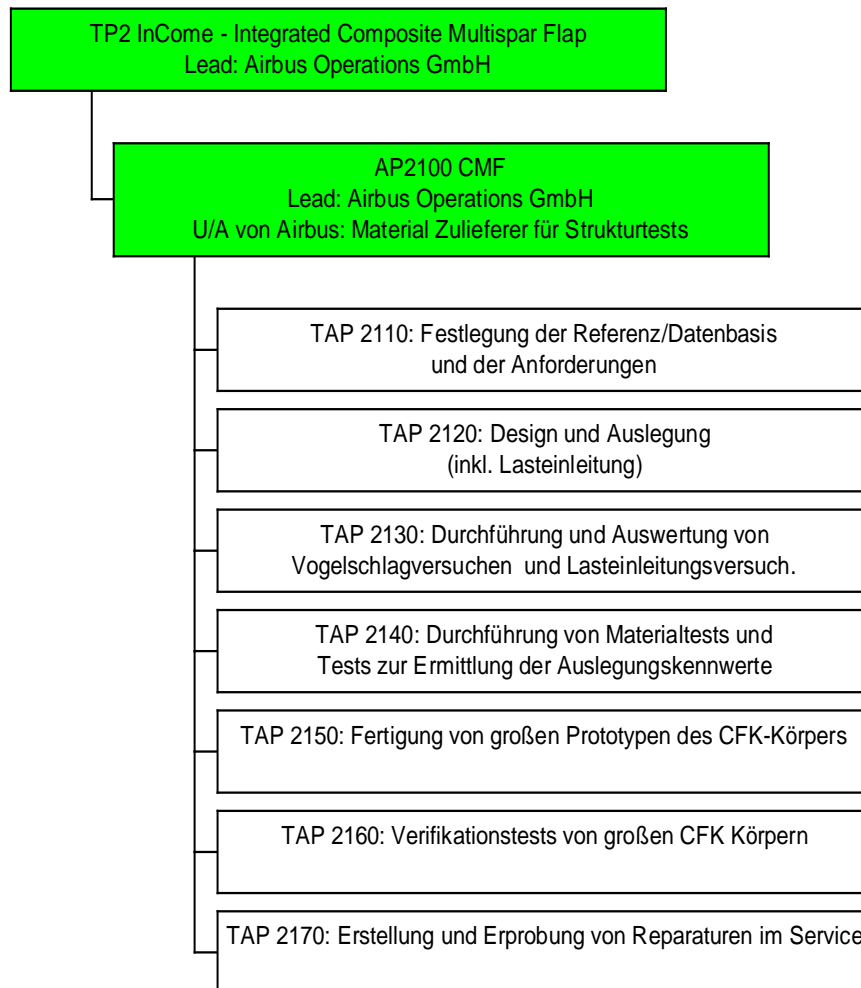


Abbildung 1-10: Arbeitspaketstruktur mit Teilarbeitspaketen (FuE-Aufgaben) des Teilprojektes TP2 „In-Come“ mit dem AP2100 CMF - Composite Multispar Flap.

Technologieprodukt-Ziele:

- Entwurf und industrielle Machbarkeit einer Hinterkantenklappe in Vielholmer-Bauweise bis hin zur industriellen Verifizierung zu entwerfen, bauen und zu testen.
- Nachweis des Technologiereifegrades TRL 6. (siehe dazu auch folgende Abbildung).

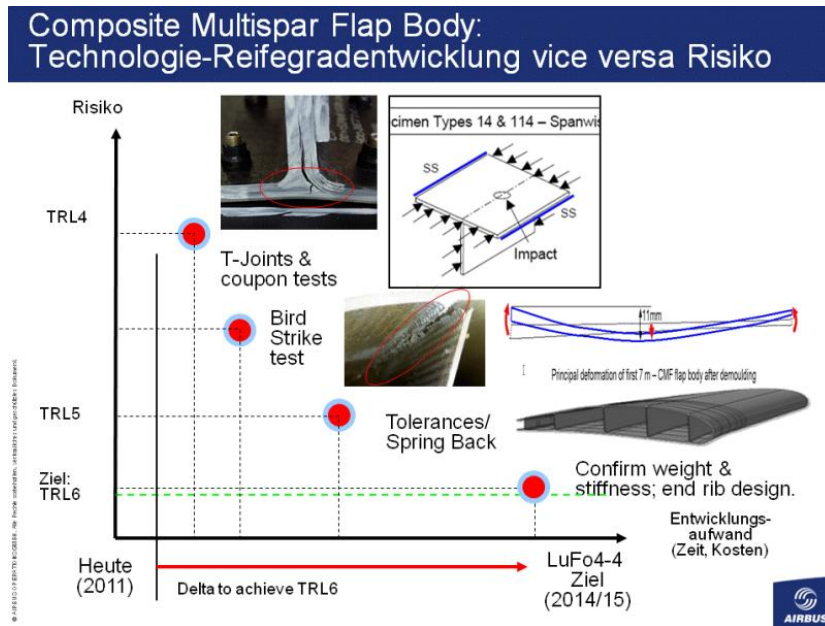


Abbildung 1-11: Technologieentwicklungspfad für die Integrierte Composite Multispar Flap (TP2 „In-Come“, AP2100 CMF).

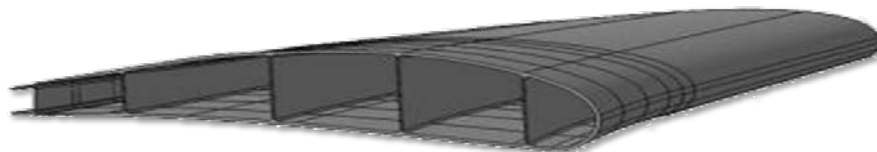


Abbildung 1-12: Skizzenhafte Darstellung einer Kohlefaserklappe in Vielholmer-Bauweise

Die Einführung einer Vielholmerlandeklappe in Integralbauweise setzt neue Maßstäbe in Bezug auf Energieeinsparung bei der Fertigung dieser Großserienbauteile (2010 wurden 1900 Landeklappen in konventionaler Bauweise gefertigt) und leistet so bereits am Anfang des Lebenszyklus einen Beitrag, die Kosten im Luftverkehr um 30% und die Emissionen (CO₂ um 50% und NO_x um 80%) zu verringern (Vision 2020) und somit den Luftverkehr "grüner" zu machen.

Bei der Auslegung der CMF Klappe für die statischen und dynamischen Lasten fand ein iterativer Austausch mit TP3 ATLAS statt. Weiterhin gab es Wechselwirkung hinsichtlich der Auslegung neuer Hochauftriebskonzepte mit dem Verbundvorhaben MOVE.ON. Hier sind insbesondere das Teilprojekt TP1 MOVE.C&D für neuartige „Movable- und Hochauftriebskonzepte“ sowie das Teilprojekt TP3 HiCoSys mit „Lift Control and drive systems“ für die Integration der CMF Klappe in das Gesamtflugzeug zu nennen.

Im Rahmen des Arbeitspakets wurde eine Vielholmerklappe weiterentwickelt und die dafür notwendigen Verifikationstests und Bau von Prototypen durchgeführt. Die höchst mögliche Technologiereife wurde erreicht. Die Arbeiten trugen zur Kompetenzerhaltung und somit zur Sicherung von Arbeitsplätzen am Standort Bremen bei.

Umgesetzte Arbeitsbeschreibung/Vorgehensweise

Zusammengefasst wurden im Rahmen des Arbeitspakets folgende Arbeiten durchgeführt (iterativ und nicht unbedingt in angegebenen Reihenfolge):

- Festlegung der Referenz/Datenbasis/Anforderungen für die neue Landeklappe
- Design und Auslegung einer äußeren Landeklappe (inkl. Lasteinleitung)
- Optimierung der Landeklappe hinsichtlich der Integration, Gewicht und Kosten
- Vogelschlagversuche zur Verifizierung der Erfüllung der Zertifizierungsanforderungen und Nachweis der In-Service Performance.
- Dauerfestigkeitsversuch im Lasteinleitungsbereich zur Verifizierung der Festigkeit in kritischen Bereichen unter Einbeziehung von Fertigungsdefekten.
- Soweit aufgrund der Materialauswahl notwendig, Durchführung von Materialtests und Tests zur Ermittlung der Auslegungskennwerte (kleine und mittelgroße Proben)
- Aufbau von großen Demonstratoren des CFK-Körpers (vollständig ausgelegt). Minimierung der Defekte in der Herstellung und Erstellung von Nacharbeitslösungen, Erstellung und Erprobung von Reparaturlösungen im Service

Teilarbeitspaket TAP2110: Festlegung der Referenz/Datenbasis und der Anforderungen für die neue Landeklappe

Die Festlegung der Referenz/Datenbasis und der Anforderungen an die neue Landeklappe war notwendig, um den Erfolg der Neuentwicklung hinsichtlich Integration, Gewichts und Kosten quantifizieren und bewerten zu können.

Teilarbeitspaket TAP2120: Design und Auslegung einer vollständigen äußeren Landeklappe

Bisher wurden nur Bereiche der Landeklappe konstruiert, entworfen und ausgelegt. Durch Tests an kleinen Fertigungsprototypen, sowie der Herstellung von großen Fertigungsprototypen konnte erfolgreich ein Technologiereifelevel 4 nachgewiesen werden. Zur Erreichung des TRL6 musste die gesamte Klappe inklusive Lasteinleitung konstruiert und ausgelegt werden. Dazu wurden der CFK-Klappenkörper und die Metallteile der Lasteinleitung entsprechend der gegebenen Lasten und in enger Abstimmung mit der Fertigung dimensioniert, um die Fertigungseinsparungen zu gewährleisten.

Teilarbeitspaket TAP2130: Durchführung und Auswertung von Vogelschlagversuchen und Lasteinleitungsversuch.

Der Nachweis der speziellen Zertifizierungsanforderungen und Reparaturperformance im Service bzgl. Vogelschlags erfolgte durch die Durchführung von repräsentativen Tests. Die Tests wurden durch vorgeschaltete Simulationen auf ein Minimum reduziert.

Im Lasteinleitungsbereich wurde die Dauerfestigkeit in kritischen Bereichen unter Einbeziehung von Fertigungstoleranzen und Defekten verifiziert.

Teilarbeitspaket TAP2140: Soweit aufgrund der Materialauswahl notwendig, Durchführung von Materialtests und Tests zur Ermittlung der Auslegungskennwerte (kleine und mittelgroße Proben)

Es wurden Materialtests durchgeführt und m die Auslegung gegen Vogelschlag zu ermöglichen und gleichzeitig die Gewichtperformance der Landeklappe bestätigen.

Insbesondere die Holm-Oberschalenanschlüsse wurden durch ein Testprogramm untersucht.

Teilarbeitspaket TAP2150: Fertigung von großen Prototypen des CFK-Körpers (vollständig ausgelegt)

Die Fertigung von großen CFK Körpern erfolgte auf Basis eines ausgewählten Konstruktionsstandes um die Durchlaufzeiten, Machbarkeit, Defekte und geometrischen Abweichungen zum Soll zu überprüfen und ggf. Gegenmaßnahmen zu entwickeln.

Erfahrungen aus vorangegangenen Vorhaben hatten gezeigt, dass dies nur Abschließend durch den Bau von großen CFK Körpern möglich war.

Teilarbeitspaket TAP2160: Verifikationstests von großen CFK Körpern

Zur Erreichung des Technologiereifegrades TRL6 gehörte auch der Nachweis der Performance in statischer und dynamischer Hinsicht durch die Durchführung eines großen Prototypentests. Dem Vorgesaltet war ein Lasteinleitungsbereichstest mit einem Lebensdauer Programm.

Teilarbeitspaket TAP2170: Erstellung und Erprobung von Reparaturen im Service

Zur Erreichung des Technologiereifegrades TRL6 wurde der Einfluss einer neuen Technologie auf den Kunden bewertet. Hierzu wurden neue Reparaturverfahren dieser geschlossenen Bauweise entwickelt und erprobt.

Zusammenarbeit mit Unterauftragnehmern

Weiterhin erfolgte auch eine enge Zusammenarbeit mit FuT-Partnern im Unterauftrag.

- Faserinstitut Bremen – FIBRE: Untersuchgen und Aufbau eines Modells zur virtuellen Verformungsanalyse und Prozessoptimierung
- Elan-Ausy – Aufbau eines detaillierten FE-Modells und Simulation von Vogelschlag mit mehreren Vogelmassen und bei verschiedenen Geschwindigkeiten
- Grunewald – Herstellung neuer Kernesätze für das 4-Holm Design für den Prototypenbau
- IMA Dresden – Materialtests zu T-Joints für verschiedene Testbauteile mit verschiedenen Belastungen zur Ermittlung neuer Kennwerte

Erzielte Arbeitsergebnisse im TP2

- Ein Gewichts- und kostenoptimiertes Klappendesign.
- Nachweis der Erfüllung der Vogelschlaganforderungen mittels eines Tests
- Nachweis der Festigkeit im Lasteinleitungsbereich.
- Verifikation der Herstellung eines großen CFK Körpers und Verfahren zu Nacharbeit.
- Neue In-Service Reparaturverfahren dieser geschlossenen Bauweise.

1.3 Teilprojekt TP3 ATLAS

Die geplanten Arbeiten zum Teilprojekt TP3 ATLAS gliedern sich in vier Arbeitspakete mit jeweils mehreren Teilarbeitspaketen (TAP):

- AP3100 Strukturdynamische Aspekte der Stabilitäts- und Lastanalyse
 - o TAP3110 Erweiterte Auswertung des Research-GVT
 - o TAP3120 Stochastische Unsicherheiten im Prozess der Stabilitätsanalyse
 - o TAP3130 Neue Konzepte für die lokale Komponentenlastanalyse
 - o TAP3140 Lastfallauswahl für die strukturdynamische Nachweisführung
- AP3200 Aerodynamische Aspekte der Stabilitäts- und Lastanalyse
 - o TAP3210 Verbesserte Verfahren der numerischen Lastanalyse
 - o TAP3220 Experimentelle Validierung der instationären Aerodynamik
 - o TAP3230 Effiziente Modelle für die HTP-Buffering-Lastenanalyse
- AP3300 Systemdynamische Aspekte des Lastenprozesses
 - o TAP3310 Integrierte Lastüberwachung und -kontrolle und multidisziplinäre Optimierung
 - o TAP3320 Analyse von ETW-Versuchen mit mehrfacher dynamischer Anregung
- AP3400 Prozessvalidierung am Gesamtflugzeug und an einer Airbus A319 Center Section
 - o TAP3410 Integrierte Identifikation von Lasten und Aerodynamik
 - o TAP3420 Validierung an einer vollständigen Airbus A319 Center Section

Die folgende Abbildung zeigt die Organisation des Teilprojektes TP3 ATLAS in dem Airbus Vorhaben ProWinGS. Das Teilprojekt TP3 ATLAS unterteilte sich in vier Arbeitspakete. Die beitragenden Institute des Verbundpartners DLR und die zugehörigen, geplanten Unterauftragnehmer sind ebenfalls dargestellt.

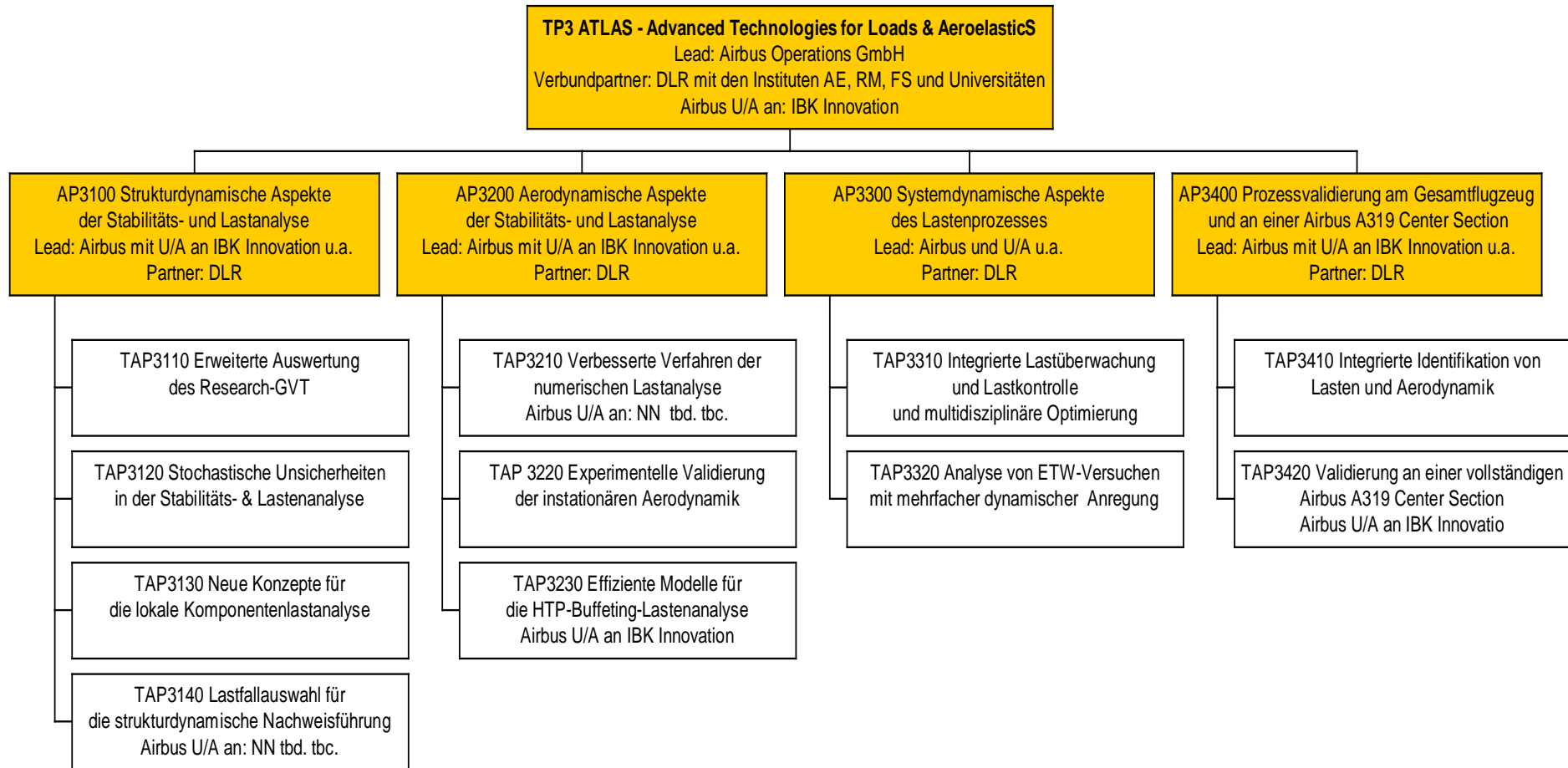


Abbildung 1-13: Arbeitspaketstruktur für das Teilprojekt TP3 ATLAS in dem LuFoIV-4 Airbus Vorhaben ProWinGS mit Angabe der Teilarbeitspakete (FuE-Aufgaben) und möglicher Unteraufträge wie u.a. an IBK Innovation.

AP3100 Strukturdynamische Aspekte der Stabilitäts- und Lastanalyse

TAP3110 Erweiterte Auswertung des Research-GVT

Arbeitsziele

Im TAP3110 wurden schwerpunktmäßig strukturdynamische Aspekte der aeroelastischen Stabilitätsanalyse und der Lastanalyse betrachtet. Anknüpfend an LuFo IV-2 FTEG, erstellte Airbus mit dem DLR Institut für Aeroelastik eine verbesserte strukturdynamische Modellierung für komplexe Flugzeugkonfigurationen - für die gesamte nächste und übernächste neue Flugzeugfamilie, für die nächsten und übernächsten Derivate und für Nach- und Umrüstungen - basierend auf zusätzlichen Sensorinformationen und unter Nutzung zusätzlicher Airbus A340-600 Daten aus dem Research-GVT (Forschungs-Standschwingungsversuchs).

Um den wachsenden dynamischen Anforderungen bei der Integration zukünftiger Triebwerke Rechnung zu tragen, wurden zusätzlich zu den A340-600 Daten (0 bis 25Hz) auch die A319 Daten Center Section Daten im Frequenzbereich bis zu 50 Hz analysiert. Basierend auf den Ergebnissen der zwei durchgeführten A319 Test-Kampagnen (Anregung durch Shaker) wurde das zugrundeliegende Simulationsmodell verbessert, sodass für die wesentlichen Moden eine über 95% Übereinstimmung mit dem Experiment erzielt wurde.

Die Untersuchungen bezogen sich hauptsächlich auf die detaillierte Untersuchung einer experimentellen Modal-Analyse und der Validation eines entsprechenden FEM Models. Dieses basierte auf einer voll ausgestattet A319 Center Section (Sektion 15/21). Das primäre Ziel war die Erhöhung der Güte des FEM Models, sowie dessen Validierung. Dies beinhaltete unterschiedliche Methoden zu Test-Analyse, welche zur Identifikation von Eigenmoden, Eigenfrequenzen und Dämpfungs- Koeffizienten, die für die Triebwerksintegration wesentlich sind, aus dem Test verwendet wurden.

Die Ziele der Arbeiten waren:

- eine Verbesserung der Testverfahren,
- eine Verbesserung der Auswerteverfahren,
- eine Reduktion der Dauer zukünftiger Standschwingversuche.

Zusammenarbeit

Im TAP3110 wurden durch das DLR neue Verfahren zur Bewertung und zur Nutzung experimenteller Schwingungsdaten erarbeitet. Dieses geschah unter Nutzung des umfangreichen Datensatzes, der beim A340-600 Research-GVT entstand. Dieser Versuch wurde im März 2011 in Kooperation mit der ONERA in Toulouse durchgeführt. Die Daten wurden weiterhin genutzt, um dynamische FE-Modelle des Gesamtflugzeugs realistischer aufzubauen.

TAP3120 Stochastische Unsicherheiten im Prozess der Stabilitäts- und Lastenanalyse

Arbeitsziele

Im TAP 3120 wurden übergreifende Methoden zur Erfassung von stochastischen strukturellen und aerodynamischen Unsicherheiten entwickelt. Die für die Unsicherheiten

relevanten Parameter wurden identifiziert und ihre Auswirkung auf die Ergebnisse der aeroelastischen Stabilitätsanalyse und die Lastenanalyse untersucht.

Das Ziel der Arbeiten war:

- Eine konsistente Unsicherheiten-Modellierung für Lasten & Aeroelastik.

Zusammenarbeit

Im AP3120 arbeitete Airbus eng mit dem DLR zusammen. Das Arbeitspaket unterstützte die Validierung am Gesamtflugzeug in AP3410 und profitierte umgekehrt von den Validierungsarbeiten auf der Basis von Flugversuchsdaten in AP3410.

TAP3130 Neue Konzepte für die lokale Komponentenlastanalyse

Arbeitsziele

Der Schwerpunkt der Arbeiten im TAP 3130 lag auf der Entwicklung innovativer Ansätze für die Übertragung globaler Lasten auf einzelne Komponenten und Bauteile.

Die in Airbus durchgeführten Triebwerksintegrationen/-nachschrüngen zeigten ein signifikantes Verbesserungspotential bei der Selektion der kritischen Komponentenlasten. Trotz der geringfügigen Veränderung am Gesamtflugzeug wurden sehr viele Lastfälle in der detaillierten Strukturanalyse berücksichtigt. Die Anzahl der Fälle wurden mindestens halbiert. Ziel dieser zusätzlichen Arbeit war es, neue Ansätze für die lokale Komponentenlastselektion zu entwickeln. Die neuen Ansätze basierten hierbei auf Stressindikatoren, wie z.B. Reservefaktoren, die auf das strukturelle Versagen einer Komponente schließen lassen. Hierbei wurden Ideen und Ansätze aus den Bereichen Loads und Stress miteinander verknüpft. Die neue Lastfallselektion wurde mittels bereits vorhandener Lastfallselektionen verglichen und verifiziert.

Neue Ansätze wurden entwickelt. Methoden und Tools aus den Disziplinen Loads und Stress wurden miteinander verknüpft. Um den Prozess stabil und zeitsparend aufzubauen, wurde ein Einheitslastenansatz verwendet. Komplexe Lastfälle wurden hierbei zu Einheitslasten zerlegt und für den Zweck der Lastfallselektion erneut zu komplexen Lastfällen kombiniert. Die Selektion der kritischen Lastfälle erfolgte schließlich über Stressindikatoren, welche auf analytischen und semi-analytischen Ansätzen basieren.

Die Vorgehensweise wurde wie folgt umgesetzt:

- Zerlegung von komplexen Lastfällen zu Einheitslastfällen,
- Berechnung der internen Kräfte und Spannungen mittels Einheitslasten (NASTRAN Analyse auf GFEM Ebene),
- Kombination der internen Kräfte und Spannungen und Ermittlung von Stressindikatoren (z.B. Reservefaktoren),
- Lastfallselektion mittels Stressindikatoren.

Zusammenarbeit

Zu den o.g. Arbeiten seitens Airbus erfolgte eine enge Zusammenarbeit mit dem Verbundpartner DLR.

TAP 3140 Lastfallauswahl für die strukturdynamische Nachweisführung und verbesserte operationelle Lastenanalysen

Arbeitsziele

Ausgehend vom TAP3130 befasste sich das TAP3140 mit der Auswahl relevanter Lastfälle für die Auslegung und die strukturdynamische Nachweisführung unter Berücksichtigung aller operationellen Lastfälle; dieses war die Voraussetzung für einen zielgerichteten und optimalen, dabei aber betriebssicheren Strukturentwurf.

Die Ziele der Arbeiten waren:

- Eine Verbesserung der Auswerteverfahren mit dem Ziel den konfigurativen Suchraum für die Flugzeugoptimierung zu verdoppeln, um damit zu Gewichtseinsparungen von bis zu einer Tonne beizutragen.
- Eine Verbesserung der Auswertegüte.

Folgende Arbeitsschritte wurden umgesetzt:

- Überprüfung der strukturellen Parameter,
- Überprüfung der aerodynamischen Parameter ,
- Verbesserung der Lastfallauswahl für die strukturdynamische Nachweisführung und der operationellen Lastenanalysen.

Zusammenarbeit

Im TAP3140 untersuchte Airbus in Zusammenarbeit mit der DLR und der TU Braunschweig (per Unterauftrag durch den Verbundpartner DLR) und möglicherweise auch mit IBK Innovation (*per Unterauftrag durch Airbus, ggf. als Eigenleistung*) und in Interaktion mit dem TAP3130 integrierte Analysen der Strukturlasten und des strukturmechanischen Verhaltens. Kernpunkt war grundlegende Verfahren zur Analyse und Auswahl von kritischen lokalen Komponentenlastfällen für die strukturdynamische Nachweisführung.

Anknüpfend an die erfolgreichen FTEG-Gesamtmodellierungs-Arbeiten für Böen und Manöver und die Manöver-Flight-Test-Arbeiten wurde auf Basis einer Airbus-Referenz Flugversuchsdaten mit Hilfe des stochastischen Verfahrens ausgewertet und mit Hilfe „der Generalisierten Extremwerttheorie“ grundlegende Verfahren zur Analyse und Auswahl von kritischen lokalen Komponentenlastfällen für die strukturdynamische Nachweisführung entwickelt.

AP3200 Aerodynamische Aspekte der Stabilitäts- und Lastanalyse

TAP3210 Verbesserte Verfahren der numerischen Lastanalyse

Arbeitsziele

Die Arbeiten im TAP3210 fokussierten sich auf die aerodynamischen Aspekte der Stabilitäts- und Lastanalyse. Im Mittelpunkt stehen numerische Verfahren für instationäre aerodynamische Analysen und ihre experimentelle Validierung. Im TAP3210 wurden Simulationsmethoden entwickelt, die für mehr als 10000 Lastfälle auf der Basis von 3-D-Panel-Verfahren (VS-Aero-H) und TAU-CFD-Simulationen die Erstellung von Modellen und

die Durchführung von Stabilitätsanalysen und die Lastenrechnungen mit verbesserter Genauigkeit gegenüber dem aktuellen Vorgehen erlauben. Im Fokus standen Verfahren für große strukturelle Verformungen und für abgelöste Strömungen. Um die industrielle Relevanz der Entwicklung sicherzustellen, wurde die Implementierung von Verfahren unter Kenntnis und Nutzung eines industriellen Referenzprozesses umgesetzt.

Das bisherige Konzept für den Einsatz von VS-Aero-H für Lastenanalysen (anstelle des bisher verwendeten Verfahrens DLM) sah die Verwendung von aerodynamischen Modellen mit einem volumetrischen Rumpf und ansonsten flach modellierten Komponenten vor. Durch die Ausnutzung der durch den Einsatz von VS-Aero-H gegebenen erweiterten Modellierungsmöglichkeiten war eine Verbesserung der Genauigkeit der theoretischen aerodynamischen Modelle zu erwarten.

Da für aktuelle Flugzeuge die Weiterentwicklungen gerade im Bereich der Triebwerke sowie deren Integration von großer Relevanz war und die Modellierung hier einen großen Einfluss auf die Ergebnisse der Böen Simulation aber auch Flutterrechnungen hatte und hat, wurde ein Konzept mit volumetrischer Triebwerksmodellierung erstellt.

Damit wurde es möglich, für alle relevanten Flugbedingungen und alle relevanten Beladungs- und Betankungskonditionen (>10000 Fälle) mit CFD-(TAU)-korrigierten Daten die Triebwerke zu modellieren.

Die zuletzt entwickelten Flugzeugen hatten gezeigt, dass bei Turbulenz insbesondere die kombinierten Rumpf-Flügel-Triebwerkseigenbewegungsformen (=aeroelastische Eigenschwingungen mit einer bestimmten Frequenz im Bereich 2 bis 6 Hz mit signifikanten Deformationen bzw. Auslenkung in wesentlichen Bereichen des Rumpfes, des Flügels und der Triebwerke) wesentlich den Komfort beeinträchtigen. Diese Eigenbewegungsformen wurden daher mit dem genannten VS-Aero-Verfahren (kombiniert mit CFD-Tau-Korrekturen adäquat für diese Eigenbewegungsformen) modelliert. Weiterhin erfolgte eine Validierung der Ergebnisse, um diese bei besonders kritischen Flugpunkten (bei transonischen Mach-Zahlen) zu verbessern. Dies erfolgte in Zusammenarbeit mit dem Verbundpartner DLR und in deren U/A mit der TU Braunschweig.

Die Ziele der Arbeiten waren:

- Vorschläge für verbesserte Test- und Validationsverfahren (siehe TAP3220),
- eine Verbesserung der Auswerteverfahren,
- eine Verbesserung der Auswertegüte.

Auf dieser Basis wurde dann ein wesentlicher Beitrag geleistet, um signifikante Strukturgewichtsreduktionen bei Böenlasten zu erarbeiten. Insbesondere für zukünftige Langstreckenflugzeuge wird auf dieser Basis, ein wesentlicher Beitrag zur Flügelgewichtsreduktionen von bis zu 0,5 t zu erwarten sein.

Die folgende Auflistung gibt die Hauptarbeitsschritte wieder, die zur Erreichung der o.g. Zielsetzungen erforderlich sind. Die Reihenfolge der Arbeitsschritte spiegelt dabei die Vorgehensweise wieder:

- 3-D-Panel-Verfahren (VS-Aero-H) und TAU-CFD-Simulationen,
- Berechnung und Validation der Lasten und des Stabilitätsverhaltens,

- Vorschläge für verbesserte Test- und Validationsverfahren (siehe auch AP 3210), um auf diese Basis eine möglichst hohe Gewichtsreduktion genau zu erzielen.
- *Entwicklung eines Konzepts zur Verwendung einer realitätsnäheren Modellierung für einzelne Komponenten und*
- *Untersuchung des Einflusses zusätzlicher volumetrischer Komponenten für einzelne relevante Lastfälle.*

Zusammenarbeit

Im TAP3210 arbeitete Airbus mit dem DLR Institut für Aeroelastik (als Verbundpartner) und mit U/A-Partner wie z.B. IBK eng zusammen, um eine möglichst große Zahl von Lastfällen zu betrachten. Airbus stellte dabei u. a. für alle genannten Arbeitspakete Referenzmodelle, -daten und den Referenzprozess zur Verfügung.

TAP3220 Experimentelle Validierung der instationären Aerodynamik

Arbeitsziele

Im TAP3220 wurden Windkanalversuche ausgewertet, die das Ziel hatten, ausgewählte Aspekte des Lastenprozesses, besonders aus TAP3210, anhand speziell durchgeführter experimenteller Untersuchungen im TWG - Böenversuchsstand des DLR im DNW-TWG zu validieren. Insbesondere wurden dabei die Gültigkeit der Annahmen im Lastenprozess (z. B. die Superpositionierbarkeit von bewegungsinduzierten Luftkräften und Böenluftkräften) sowie das instationäre aerodynamische Verhalten im Grenzbereich abgelöster Strömung untersucht. Die Arbeiten wurden vom DLR durchgeführt.

Zusammenarbeit

Airbus nutzte diese Ergebnisse zur Validation im AP3210.

TAP3230 Effiziente Modelle für die HTP-Buffering-Lastenanalyse

Arbeitsziele

Im TAP3230 wurde anknüpfend an die Arbeiten in vorangegangenen LuFo-Verbänden (insbesondere M-Fly) die Charakterisierung der instationären Zuströmung des Leitwerkes in Grenzbereichen der Flug envelope untersucht. Die Arbeiten führten zur Erstellung eines semi-empirischen Modells zur frühzeitigen Berechnung der instationären Leitwerks-Zuströmung als Grundlage für eine verbesserte Lastberechnung insbesondere beim Leitwerksbuffering.

Die Windkanal- und Flugversuche mit einer Airbus Referenz hatten gezeigt, dass die Integration großer Triebwerke zu einer Verstärkung des Bufferings führt. Die stochastischen Buffering-Lasten aus Flugversuchen einer weiteren Airbus Konfiguration wurden daher mit folgenden Schwerpunkten ausgewertet:

- *Unterschiede zwischen 1g-Buffer, high-g-Buffer und Buffer unter der Bedingung eines (teilweise) vereisten Flügels:*
 - *Insbesondere die Frage: „Wie unterscheiden sich die Lasten aus diesen Gruppen?“ wurde adressiert. Diese Resultate gaben Hinweise für die kritischste*

Gruppe, für die in Zukunft mittels hybriden Modellen Vorausrechnungen erstellt wurden.

- *Eine weitere wesentliche Frage war, ob es innerhalb dieser Gruppen noch signifikante Unterschiede (z.B. bei Variation von Randparametern, etc.) gibt.*
- *Außer den HTP-Lasten wurden auch Lasten am VTP und korrelierte Lasten untersucht.*
- *Berücksichtigung von Abhängigkeiten von Randparametern (Modellierung mit Kovarianten) zur Beachtung von deterministischen Zusammenhängen: Zeigte sich eine deterministische Abhängigkeit von einem oder mehreren Randparametern, wurde diese in der stochastischen Modellierung berücksichtigt; dies war durch das Ausdrücken eines Parameters der Wahrscheinlichkeitsverteilung als Funktion des Randparameters möglich.*
- *Auf dieser Basis wurden verbesserte Buffetingvorhersagen mit Hilfe der Windkanal- und Flugversuchsdaten erreicht und damit wurde eine signifikante Reduktion des Buffeting frühzeitiger im Design adressiert.*

Darüber hinaus erfolgte eine Untersuchung des Buffeting-Verhaltens bei unterschiedlichen Klappenstellungen zur Identifizierung des bestmöglichen Ausschlags, der den geringsten Vibrationslevel ermöglicht. Anhand von Flugversuchsdaten wurde die Abhängigkeit zwischen einzelnen Klappenstellungen und der maximalen Vibrationsamplitude analysiert und modelliert, um für zukünftige Flugversuche die bestmögliche Einstellung vorgeben zu können, um die Vibrationen möglichst gering zu halten.

Hierzu erfolgte eine enge Zusammenarbeit mit dem DLR. Das DLR hatte zusammen mit der TU Braunschweig insbesondere an der TAU-basierten Vorhersage der Buffetingphänomene gearbeitet und die robuste und kohärente Aufbereitung und Interpretation der Versuchsdaten sichergestellt.

Die Ziele der Arbeiten waren:

- Verbesserung der Vorhersage
- Verbesserung der Testverfahren
- Verbesserung der Auswertverfahren
- Verbesserung der Auswertgüte

Zusammenarbeit

Airbus hatte zusammen mit der Universität Stuttgart Risiken (per Unterauftrag durch das DLR) in extremen Flugzuständen mit Hilfe von effizienten hybriden Response-Modellen identifiziert und am Beispiel extremer Anstellwinkelzustände bei gleichzeitigen Flügel-HTP-Interferenzeffekten einschließlich Buffeting demonstriert. Diese Arbeiten wurden zusammen mit IBK Aero GmbH (per Unterauftrag durch Airbus) geplant, ausgeführt und analysiert.

Anknüpfend an die erfolgreichen M-Fly-HTP-Buffeting-Lasten-Analysen der IBK Aero GmbH auf Basis der einer Langstrecken Airbus Referenz Flugversuchsdaten mit Hilfe des stochastischen Verfahrens: „der Generalisierten Extremwerttheorie“ wurde weiterhin ein hybrides (dynamisches) Buffeting-Lasten-Berechnungsverfahren für alle Airbus-Familien entwickelt.

AP3300 Systemdynamische Aspekte der Stabilitäts- und Lastanalyse

TAP3310 Integrierte Lastüberwachung und -kontrolle und multidisziplinäre Optimierung

Arbeitsziele

Das TAP3310 widmete sich den systemdynamischen Aspekten des Lastenprozesses, insbesondere Überwachungssysteme für dynamische Lasten anknüpfend an die erfolgreiche Implementierung durch den Lasten- und Aeroelastik-Bereich in der letzten neuen Flugzeuggeneration. Im TAP3310 wurden durch die Einflüsse einer integrierten **Lastenüberwachung, -kontrolle und -regelung** auf die Fluglasten untersucht. Auf dieser Basis wurden dann weitergehende Lastreduktionsmechanismen entwickelt und eine multidisziplinäre Optimierung der Lasten durchgeführt. Hiermit wurden wesentliche Beiträge zur Reduktion des Strukturgewichtes, des Treibstoffverbrauches und der Emissionen geleistet.

- *TAB 3311 umfasste dabei die Berechnung von stationären, quasi-flexiblen Lasten (mit Hilfe eines hinreichend genauen Algorithmus) zur Integration in einem Regler, welcher hohen Manöverlasten entgegenwirkt. Dieser Regler (dann einschließlich des Algorithmus) war echtzeitfähig und wurde in einer üblichen Flugsteuerung verwendet.*
- *TAB 3312 umfasste die Beschreibung des Flugzeugs in einem detaillierten Modell, welches einen Böen-Beobachter miteinschließt. Der Regler zur Reduktion von Böen-Lasten wurde mit Hilfe des „Model-Predictive-Control (MPC)-Verfahrens“ ausgelegt.*

TAP 3311 - Manöverlasten

In den bisherigen Arbeiten konnte bereits die hohe Approximationsgüte eines Lastenschätzers für das Biegemoment an der Flügelwurzel demonstriert werden. Dieser Lastenschätzer wurde ein Teil der Flugsteuerung, indem die geschätzte Last für eine Regelung zu Lastreduktion verwendet wurde (LAF). Vor diesem Hintergrund wurden besondere Bedingungen an den Lastenschätzer geknüpft, in Bezug auf die Genauigkeit, Echtzeit-Fähigkeit und das Extrapolationsverhalten am Rande der zugrundeliegenden Enveloppe. Weiterhin wurde ein neuronales Netz (NN) für die Approximation verwendet. Diese Methode wurde zur Validation auf einer anderen Flugzeugkonfiguration getestet. Dies führte zu Verbesserungen auf das Trainings- und Validationsset des Neuronalen Netzes, die Methode zur Lastenapproximation sowie in der Echtzeit-Fähigkeit.

TAP3312 – Böenlastregelung

Das TAP3312 beschäftigte sich mit neuartigen Regelungskonzepten zur Abminderung von Strukturbelastungen durch Turbulenzen, insbesondere mit modell-basierter prädiktiver Regelung (Model Predictive Control, MPC) unter Einbeziehung von verfügbaren Böenmessungen (α/β Sonden oder LIDAR Systemen).

MPC ist ein optimierungs-basiertes Regelungsverfahren, welches mit Hilfe eines geeigneten Modells die Systemdynamik prädiziert und eine definierbare Gütefunktion optimiert. Dabei ist hervorzuheben, dass Begrenzungen für Stell-, Ausgangs- und Zustandsgrößen direkt im Reglerentwurf berücksichtigt wurden.

Für die Prädiktion wurden geeignete lineare Modelle erstellt. Diese Modelle waren Flugpunkt/Massen abhängig und enthielten sowohl die Systemdynamiken für die Lasten (an relevanten Stationen), die Steuerflächen und auch die Störungseffekte durch Turbulenzen.

Des Weiteren wurden die Messunsicherheiten (insbesondere bei der Böenmessung) und die unterschiedlichen Ausschlagsgeschwindigkeiten der Steuerflächen, bedingt durch das aerodynamische Hingemoment, berücksichtigt.

Die Effektivität des Regelungskonzeptes wurde anhand von Simulationen in einem Mini-Loop demonstriert. Der Mini-Loop bestand dabei aus verschiedenen Flugpunkte/Massen, die zu hohen Strukturbelastungen führen und verschiedenen Böen-Szenarien (diskrete Böen, Continuous Turbulence, ...).

Zusammenarbeit

Airbus arbeitete hier mit den DLR-Instituten als Verbundpartner und IBK im Unterauftrag im Bereich der Lastenüberwachung und der multidisziplinären Optimierung zusammen.

TAP3320 Analyse von ETW-Versuchen mit mehrfacher dynamischer Anregung zur Entwicklung von neuen Lastabminderungsmechanismen

Arbeitsziele

Eine experimentelle Untersuchung zur aktiven Lastregelung war der zentrale Aspekt im TAP3320. Stationäre und instationäre Untersuchungen im ETW-Windkanalversuche wurden ausgewertet. Gegenstand des Versuchs war ein mit aktiven Winglet modifiziertes HIRENASD-Flügelmodell für ein Regelungskonzept zur dynamischen Lastminderung und Schwingungsberuhigung. Die experimentellen Daten wurden mit zeitgenauen Nachrechnungen dynamischer Experimente zur Dämpfungsidentifikation ergänzt. Daneben wurde ein aufwandsreduzierten numerischen Simulationsmodell (ROM, Reduced Order Model) für die aeroelastische Simulation des Rudereinflusses auf die dynamischen Lasten und Flügelschwingungen entwickelt. Abschluss der Arbeiten im AP war die Entwicklung und Anwendung des Regelungskonzeptes für die Vorbereitung von Vorversuchen im PETW zur partiellen Funktionsüberprüfung am Winglet und der späteren Windkanalerprobung im ETW. Die Arbeiten zum ETW-Experiment wurden vom ITAM Aachen im Unterauftrag per Beauftragung durch das DLR durchgeführt.

Die Ziele der Arbeiten waren:

- Verbesserung der Testverfahren,
- Verbesserung der Auswerteverfahren,
- Verbesserung der Auswertegüte und auf dieser Basis Lastabminderungs-konzepte, die eine signifikante Strukturgewichtseinsparung ermöglichen.

Zusammenarbeit

Airbus bearbeitete zusammen mit dem DLR Göttingen und mit dem ITAM Aachen (per Unterauftrag durch das DLR) das Thema der numerischen und experimentellen Untersuchung von aktiven Lastreduktionsmechanismen in off-design Bedingungen.

AP3400 Validierung am Gesamtflugzeug und an einer A319 Center Section

TAP3410 Integrierte Identifikation von Lasten und Aerodynamik für das Gesamtflugzeug

Arbeitsziele

Die Übertragung der Ergebnisse von den Arbeitspaketen AP 3100 bis AP3300 auf das fliegende Flugzeug stand im Mittelpunkt der Arbeiten des AP3400. Im TAP3410 erfolgte die Ermittlung realer Lasten am Flugzeug im Betrieb. Dieses war wichtig für die Überprüfung der Annahmen der Auslegung. Airbus und DLR entwickelten zusammen ein neues Werkzeug zur Identifikation von Fluglasten und Aerodynamik aus Flugversuchsdaten.

Die Ziele der Arbeiten waren:

- eine Verbesserung der Testverfahren
- eine Verbesserung der Auswerteverfahren
- eine Reduktion der Dauer zukünftiger Flugversuche

Die zusätzlichen Arbeitsziele in diesem TAB konzentrieren sich auf zwei unterschiedliche Bereiche

- a) Fatigue-Analyse von in-service Daten*
- b) Identifikation von aerodynamischen Modellen*

Fatigue-Analyse von in-service Daten:

Zur Überprüfung der Annahmen der Auslegung wurden außerdem auf Basis von In-service Daten von Fluggesellschaften neue Statistiken für die Häufigkeit und Amplitude von Böen und Manövern erstellt. Diese dienten zum einen der Überprüfung der Annahmen (konservativ genug?), wurden aber auch zur Anpassung von Inspektionsintervallen und des Flugzeuglebens herangezogen.

Herausforderungen hierbei waren: Trennung von Böen- und Manöverlasten auf Basis der vorhandenen Messgrößen, Umrechnung von Böen-Lastfaktor (Antwort des Flugzeugs auf die Böe) zu Böen-Geschwindigkeit (flugzeugunabhängig) über gesamten Machbereich, Extrapolation der Statistiken hin zu großen Amplituden, Unsicherheitsabschätzungen.

Identifikation von aerodynamischen Modellen:

- *Intelligente Regressor-Auswahl + GUI: Z.Z. wurden im EEM-Tool die Regressoren vom Tool-Anwender ausgewählt. Diese Regressoren wurden bzgl. ihres Verhaltens untersucht. Bei linearer Abhängigkeit ist die vom EEM identifizierte aerodynamische Korrektur nicht gültig. Daher wurde eine Statistik-Toolbox verwendet und in einem GUI implementiert, so dass der Tool-Anwender schnell das Beste, relevante Regressor-Set unter Kenntnis der jeweiligen Abhängigkeiten auswählen kann. Dies erhöhte das Vertrauen in die identifizierten Korrekturen und erlaubte fernerhin das Set an benötigten Regressoren minimal zu halten.*
- *Fourier-Analyse im EEM-Tool: Damit wurde u.a. die so genannten „Equation-Error-Method“ (EEM) zur Identifikation von aerodynamischen Modellen im Rahmen von Flugtest-Kampagnen verwendet. Das hier aufgebaute und im Least-Square Sinn zu lösende Gleichungssystem wurde bedingt durch die Betrachtung vieler Manöver*

und Regressoren sehr groß und war mit Rauschen „verschmutzt“. Dieses Problem wurde dann durch eine Betrachtung im Frequenzbereich gelöst, so dass nur die relevanten Starrkörper-Eigenformen berücksichtigt wurden. Dies beschleunigt die Identifikation und beschreibt nur die physikalischen Abweichungen zwischen Messung und Modell.

- *Identifikation des aerodynamischen Modells basierend auf Airbus in-house Tool „IDEFIX“: Eine Erkenntnis aus der letzten Flugtest-Kampagnen war, dass die Identifikation weiter automatisiert wurde. Von Interesse waren hier die Nutzung von Parallel-Computing und die Verwendung eines GUI um die interaktive Überwachung und Steuerung der Identifikation zu ermöglichen. Dieser direkte Zugriff auf das zugrundeliegende, aerodynamische Modell beschleunigte den Identifikations-Prozess maßgeblich.*

Zusammenarbeit

Airbus und DLR werden zusammen als Verbundpartner ein neues Werkzeug zur Identifikation von Fluglasten und Aerodynamik aus Flugversuchsdaten entwickeln.

TAP3420 Validierung an einer vollständigen Airbus A319 Center Section

Arbeitsziele

Es wurden neue Versuchskonzepte zur Analyse und Abminderung von Komponentenlasten erarbeitet. Die Versuche wurden an einer vollständigen Airbus A319 Center Section aus der laufenden Serie durchgeführt und ausgewertet.

Basierend auf den Untersuchungen der A319 Center Section in TAB 3110 wurde eine physikalische Beschreibung der Dämpfung entwickelt (um insbesondere bei Triebwerksnährüstungen und auch bei neuen Flugzeugkonfigurationen, die Übertragung von Vibrationen aus dem Triebwerk bis hin zum Cockpit und zu einzelnen Passagiersitzen genauer zu modellieren).

Die Test-Ergebnisse der experimentellen Modalanalyse wurden hierzu herangezogen und in der „Integrated Virtual Testing Environment“ MEViTA zur Modelanpassung verwendet. Das primäre Ziel war die Identifikation einer physikalischen, nicht modalen, Dämpfung unter vollständiger Berücksichtigung der auftretenden Nicht-Linearitäten. Als Fernziel wurde eine optimierte „Virtual Testing Environment“ bereitgestellt, um den Umfang an benötigten Standschwingversuchen (GVT) auf ein Minimum zu reduzieren.

Die Ziele der Arbeiten waren:

- Ein neues Versuchskonzept für dynamische Lastenanalysen anhand einer vollständigen A319 Center Section aus der laufenden Serie.
- Ein Versuchsplan für die Airbus A319 Center Section aus der laufenden Serie.
- Die Durchführung der Tests an der Airbus A319 Center Section aus der laufenden Serie entsprechend dem Versuchsplan.
- Die Auswertung der Tests an der Airbus A319 Center Section aus der laufenden Serie.

Diese Arbeiten werden in Zusammenarbeit von Airbus im U/A mit der IBK Innovation durchgeführt.

Anknüpfend an die erfolgreiche FTEG-Versuchskampagne wurde IBK Innovation an der Airbus-A319 Center-Section unterbeauftragt. Es wurde eine zweite Versuchskampagne einschließlich einer detaillierten Analyse im TAP3420 durchgeführt.

Erzielte Arbeitsergebnisse im TP3 ATLAS

AP3100

- Analyse der zusätzlichen einer Airbus Referenz
- Forschungsstandschwingungsversuchsdaten im Hinblick auf die Verkürzung des Standschwingungsversuchs eines neuen Derivates einer neuen Flugzeugfamilie.
- Analyse von kritischen Flugversuchszuständen anhand von experimentellen Daten und Modellen [für die gesamte nächste und übernächste neue Flugzeugfamilie, für die nächsten und übernächsten Derivate und für Nach- und Umrüstungen].
- Detaillierte Lastenmodelle für die integrierte Auslegung von Lastabminderungs- und Überwachungsfunktionen.

AP3200

- Grundlegende Verfahren zur Analyse und Auswahl von kritischen lokalen Komponentenlastfällen für die strukturmechanische Auslegung und Nachweisführung [für die gesamte nächste und übernächste neue Flugzeugfamilie, für die nächsten und übernächsten Derivate und für Nach- und Umrüstungen].
- Identifikation von extremen Flugzuständen.
- Hybride Buffeting-Lasten Analysen.

AP3300

- Entwicklung von neuen Lastüberwachungssystemen.

AP3400

- Durchführung von Komponentenlastvalidationstests an einer Airbus A319 Center Section.
- Konzept für Unsicherheitenanalysen für Lasten und Aeroelastik.
- Unsicherheitenanalysen für Lasten und Aeroelastik.

1.4 Zusammenarbeit mit Verbundpartnern

Teilprojekt TP1 ATLATUS

Die Arbeiten zum Laminartheema werden in enger Zusammenarbeit mit dem Verbundpartner DLR durchgeführt, siehe folgende Tabelle.

Tabelle 1-1: Übersicht Verbundpartner und Arbeitsthemen

Nr.	Art	Institution/ Unternehmung	Thema	AP im Verbund
P01	I (Feder- führer)	Airbus Operations GmbH	Steps and 3D Disturbances	AP1100
			Noise Effect be Engines	AP1200
			Shielding Verification	AP1300
			Prediction Complex Icing Geometries	AP1400
P02	GF	DLR- AS Braunschweig	Steps and 3D Disturbances	AP1100
			Noise Effect be Engines	AP1200
			Shielding Verification	AP1300
			Prediction Complex Icing Geometries	AP1400

(Art = Typ des Verbundpartners:

I = Industrie, KMU = Klein- und Mittelständisches Unternehmen, GF = Großforschung, F = Forschung)

Teilprojekt TP2 InCome (CMF)

Hier erfolgte innerhalb des TP2 keine technische Zusammenarbeit mit dem DLR an den geplanten Deliverables.

Im Rahmen des Verbundes ProWinGS fand eine iterative Interaktion bzgl. der Auslegung der CMF-Klappe für die statischen und dynamischen Lasten mit TP3 ATLAS statt.

Weiterhin gab es auch Wechselwirkungen hinsichtlich der Auslegung neuer Hochauftriebskonzepte mit dem Verbundvorhaben MOVE.ON (LuFoIV-4). Hier sind insbesondere das Teilprojekt TP1 MOVE.C&D für neuartige „Movable- und Hochauftriebskonzepte“ sowie das Teilprojekt TP3 HiCoSys mit „Lift Control and drive systems“ für die Integration von CMF Klappen in das Gesamtflugzeug zu nennen.

Teilprojekt TP3 ATLAS

Die folgende Tabelle zeigt die Verbundpartner und ihre Arbeitspakete mit der zugehörigen Arbeitspaketnummer für das Teilprojekt TP3. Die Partner kooperieren seit mehr als zehn Jahren innerhalb des Luftfahrtforschungsprogrammes.

Tabelle 1-2: Übersicht Verbundpartner und Arbeitsthemen

Nr.	Art	Institution/ Unternehmung	Thema	AP im Verbund
VP02	GF	DLR, Institut für Aeroelastik DLR, Institut für Aeroelastik zusammen mit dem DLR, Institut für Flugzeugsystemtechnik	Reduktion der Dauer des Standschwingungsversuch (in der Endlinie) von Derivaten innerhalb einer neue Flugzeugfamilie	AP3110
			1. Unsicherheitenmodellierung für Lasten und Aeroelastik und 2. Integrierte Identifikation von Lasten und Aerodynamik für das Gesamtflugzeug	1. AP3120 2. AP3410
VP02	GF	DLR, Institut für Aeroelastik, zusammen mit dem DLR, Institut für Robotik & Mechatronik	Lastüberwachungs- und -abminderungssysteme	AP3310
VP02	GF	DLR, Institut für Aeroelastik, zusammen mit ITAM, Aachen bei der RWTH Aachen.	Neue Lastreduktionsmechanismen auf Basis von aeroelastischen ETW Versuchen	AP3320
VP02	GF	DLR, Institut für Aeroelastik zusammen mit der TU-Braunschweig (IFL)	1. Neue Konzepte für die lokale Komponentenlastanalyse und operationelle Lastenanalyse 2. Lastfallauswahl für die strukturdynamische Nachweisführung	AP3100, insbesondere AP3130 und AP3140
VP02	GF	DLR, Institut für Aeroelastik zusammen mit der Uni-Stuttgart (IAG)	Hybrides Verfahren zur Berechnung von aerodynamischen HTP-Buffering-Lasten	AP3230

(Art = Typ des Verbundpartners:

I = Industrie, KMU = Klein- und Mittelständisches Unternehmen, GF = Großforschung, F = Forschung)

Im Rahmen von ProWinGS werden durch das DLR und sein Netzwerk Grundlagen entwickelt, auf deren Basis Innovationen Airbus-seitig realisiert werden. Konkret betrifft dies 4 große Themenkomplexe (entsprechend der 4 Arbeitspakete AP3100 –AP3400). Die 2015er Airbus- und DLR-Planungen lassen sich wie folgt zusammenfassen:

Aktuell gibt es Potentiale beim Verständnis von Nichtlinearitäten sowie deren (notwendige) Modellierung im Rahmen von FEM-Modellen zur Berechnung von strukturdynamischen Lasten zur Zulassung von Derivaten. Das DLR wird zu diesem Thema innerhalb von ProWinGS verschiedene Untersuchungen durchführen:

- Anhand einer Untersuchung von Ergebnissen des GVTs (mit Steuerflächenanregung) sowie TVTs wird ein besseres Verständnis für lokales Verhalten des Flugzeuges erreicht(AP3100).
- Es wird ein Konzept für eine hochgenaue Manöverlastensimulation (inklusive Lastfallselektion) entwickelt, mit deren Hilfe Flugzeuglasten genauer bestimmt werden können(AP3100).
- Komponentenlasten sollen beispielhaft durch Verbesserung von instationärer Modellierung für große Triebwerke berechnet werden. (AP3100 & AP3200).

Diese Ansätze werden von Airbus genutzt und weiterentwickelt, in dem neue Standards für FEM-Modellierungen erzeugt werden.

Das DLR wird in AP3200 weiterhin stochastische Lastzustände am Leitwerk (VTP/ HTP) untersuchen. Im Rahmen dieser Untersuchungen wird auf Basis der generalisierten Extremwerttheorie das Auftreten der Maximallasten modelliert. Dies erlaubt Airbus zukünftig eine deutlich verbesserte Beschreibung des Buffeting-Problems für zukünftige Derivate.

Weiterhin wird das DLR im Themenbereich der Lastschätzung (AP3300) ein verbessertes Konzept für Beobachertechniken entwickelt, mit dessen Hilfe Lasten effizienter und genauer geschätzt werden können. Diese Technologie bietet Airbus die Möglichkeit, in zukünftigen Derivaten Lastabminderungssysteme für Böen und Manöver auf Basis der geschätzten Lasten zu realisieren und somit eine deutliche Verbesserung der Effizienz dieser Systeme zu erreichen.

Abschließend soll das Thema moderner Fatigue-Analysen seitens des DLR untersucht werden (AP3400). Auf Basis des DLR-Konzeptes werden von Airbus mit Hilfe von in-service Daten aus mehr als 10000 Flügen Berechnungen für Böengeschwindigkeiten und Böenlastfaktoren berechnet, durch die weniger konservative Böenspektren erzeugt werden.

Innerhalb von ProWinGS wird daher die schon in früheren Projekten etablierte Verknüpfung zwischen DLR und Airbus wiederum so ausgeführt, dass die Großforschung (teilweise über Kooperationen mit Universitäten und KMUs) die wesentlichen Grundlagen entwickelt, welche dann durch Airbus in der Anwendung genutzt werden, um zukünftige Derivate entwickeln zu können.

Airbus wird in Zusammenarbeit mit dem Verbundpartner DLR im Wesentlichen alle final geplanten Deliverables erfüllen und die geplanten Unteraufträge durchführen.

2 Technische Ergebnisse

2.1 Ergebnisse TP1 ATLATUS

Das TP1 ATLATUS war in vier Arbeitspaketen organisiert, siehe folgende Abbildung.

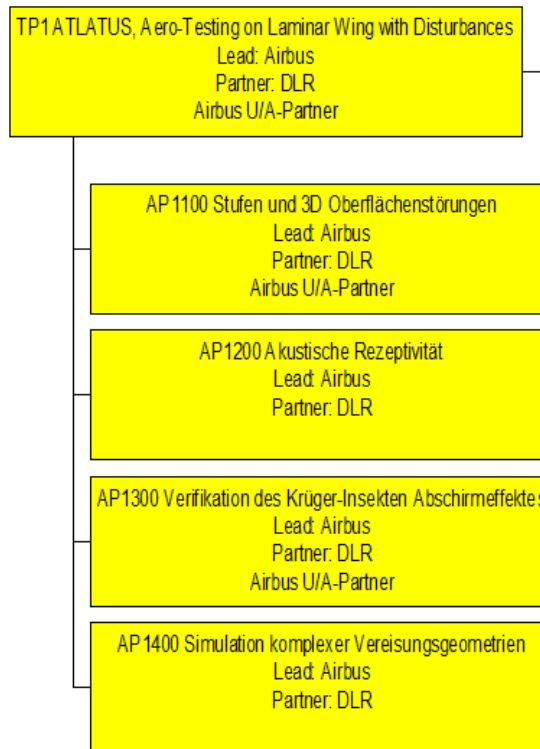


Abbildung 2-1: Arbeitspaketstruktur des TP1 ATLATUS des Vorhaben und Verbundes ProWinGS

Die in diesen AP des TP1 verfolgten Ziele lassen sich wie folgt zusammenfassen:

- Verbesserung der Wirtschaftlichkeit und weitere Treibstoffeinsparungen durch den Einsatz der laminaren Grenzschichttechnologie (natürlich oder hybrid-laminar),
- welche eine Widerstandsreduktion bis zu 10% erreichen kann.
- Eruierung vertiefender Kenntnisse über die dafür notwendige Oberflächenqualität, mit Blick auf kosteneffiziente Fertigung eines Flugzeuges mit Laminartechnologie.
- Speziell Untersuchung von Bauteilübergängen z.B. zwischen Flügel Nase und Hauptkasten, an dem Stufen, gefüllte Spalte, ggf. auch Nietverbinder zu erwarten sind.
- Verbesserung der genutzten Werkzeuge / Tools für eine zuverlässigere Vorhersage des Verhaltens der Grenzschichtströmung (z.B. Beginn des laminar-turbulenten Überganges).

Zu folgenden Themen werden im Weiteren die erreichten Ergebnisse im AP1100 beschrieben:

- Untersuchungen des Einfluss auf das Verhalten der Grenzschichtströmung durch geometrische Störungen auf der Oberfläche des Flügel-Modells (AP1100)
- Untersuchungen zum Störeinfluss von Triebwerkschall auf die laminare Strömungsgrenzschicht (AP1200)
- Untersuchungen zum Abschirmeffekt eines Krüger-Slats gegenüber Insekten; (AP1300)
- Simulation komplexer Vereisungsgeometrien durch Erweiterung des höherwertigen Reynolds-Stress-Turbulenzmodells (RANS, uRANS) (AP1400)

AP1100 Stufen und 3D-Oberflächenstörungen

Speziell in dem AP1100 wurden folgende Untersuchungen vorangetrieben:

- Herstellung eines großen 2D-Windkanalmodells für den DNW-NWB mit Stufensimulation;
- Vermessung des Einflusses von Stufenhöhen,
- Vermessung der Grenzschicht hinter der Stufe mit Particle Image Technologie aus dem Modell heraus,
- Untersuchung von mit Filler versehenen Spalten und Einfluss von Toleranzen beim Einbau von Nietverbindungen (Rivets),
- Numerische Untersuchungen zum Einfluss von Oberflächenunebenheiten auf den laminar-turbulenten Umschlag
- Untersuchungen zum Einfluss von Schall auf die Grenzschicht (2.Messphase) (=> Zusammenarbeit mit dem Verbundpartner DLR).

Der Einfluss von Störungen der Strömungsgrenzschicht im empfindlichen Bereich der Flügelvorderkante wurde bei großen Re-Zahlen untersucht werden. Zwar können entsprechenden Versuche an verkleinerten Modellen in kryogenen aerodynamischen Versuchsanlagen durchgeführt werden, jedoch würde sich die geometrisch skalierte Störung dann als zu klein erweisen, um sie nachzubilden. Dafür wurde ein großes 2D-Modell für Untersuchungen im DNW-NWB Mitte 2015 vorbereitet. Zusätzlich wurden Simulationen durchgeführt und Methoden weiterentwickelt.

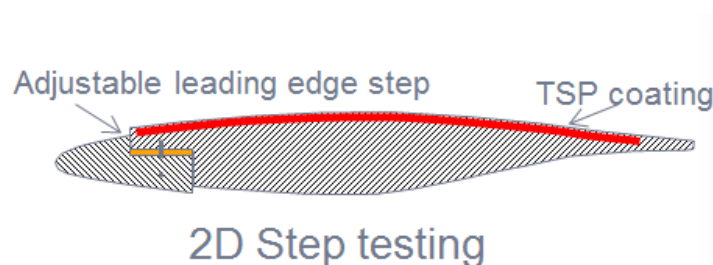


Abbildung 2-2: Darstellung des 2D Modells (Profilschnitt) für Messungen im DNW-NWB



Abbildung 2-3: Einbau des 2D Modells in die Messstrecke des DNW-NWB

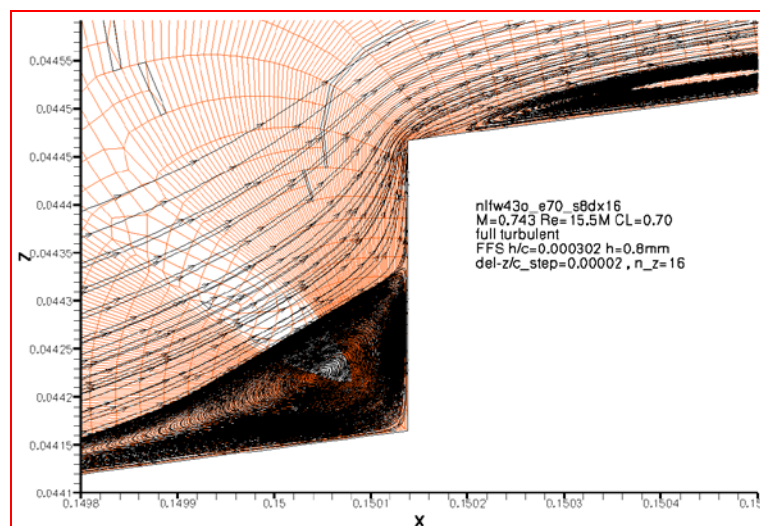


Abbildung 2-4: Numerische Untersuchungen an der Stufe des 2D Modells

Die Untersuchungen an den Störungen erfolgten in folgender Weise:

- Das Modell bietet die Möglichkeit Stufen zu untersuchen.
- Durch zusätzliche Einlegeleisten konnten im Bereich der Stufe auch Bauteilübergänge realistisch simuliert werden.
- Für die Simulation von lokalen Störungen wurden Nietverbindern aus der Airbus Produktion verwendet, die bündig, erhaben oder versenkt installiert werden konnten.
- Visuelle Messungen des Grenzschichtumschlages wurden mit Hilfe der Infrarottechnik durchgeführt.
- Zusätzlich wurden spezielle Particle Tracking Messungen in der Grenzschicht hinter dem Stufeneinsatz durchgeführt.

Zum Zwecke der Untersuchungen wurde die Profilgeometrie angepasst:

- Die Profilgeometrie des 2D Modells wurde an die Druckverteilung der Airbus eigenen KRG-Modelle so angepasst, so dass etwa die gleiche Stabilitätssituation

wiedergegeben werden konnte. (siehe Abbildung, graue Linie im Vergleich zur roten).

- Der NWB Windkanal ist ein störungsarmer Niedergeschwindigkeitswindkanal mit sehr guten akustischen Eigenschaften. (niedriger Turbulenzgrad der freien Anströmung)
- Forward facing step: $0 < Re_h < 6000 \dots 7000$ mit $Re_h = c^\infty \cdot h/v$.
- Backward facing step: $-3500 < Re_h < 0$ mit $Re_h = c^\infty \cdot h/v$ ($h < 0$).

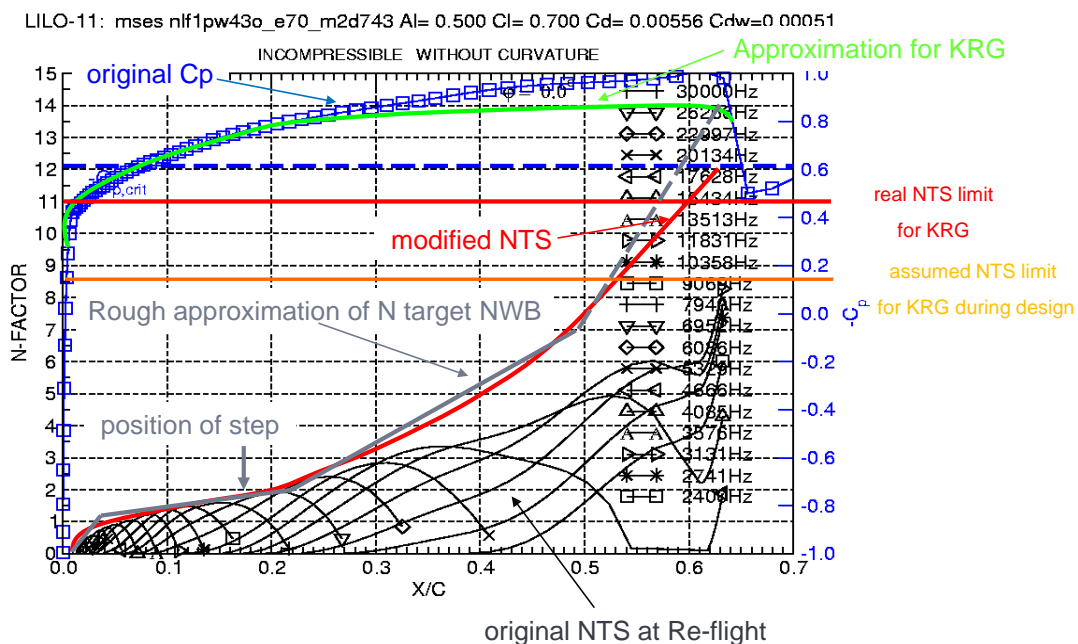


Abbildung 2-5: Stabilitätskurven und N-Faktor für den DNW-NWB für die betrachtete natürliche TS-Instabilität.

Auch der Einfluss der Instrumentierung auf das Windkanalmodell wurde betrachtet:

- Anpassung der Instrumentierung für die Untersuchung der Stufenbereiche und Randeinflüsse.
- Druckverteilungsrechnung im Stufenbereich zur Abschätzung der notwendigen Dichte der Druckbohrungen

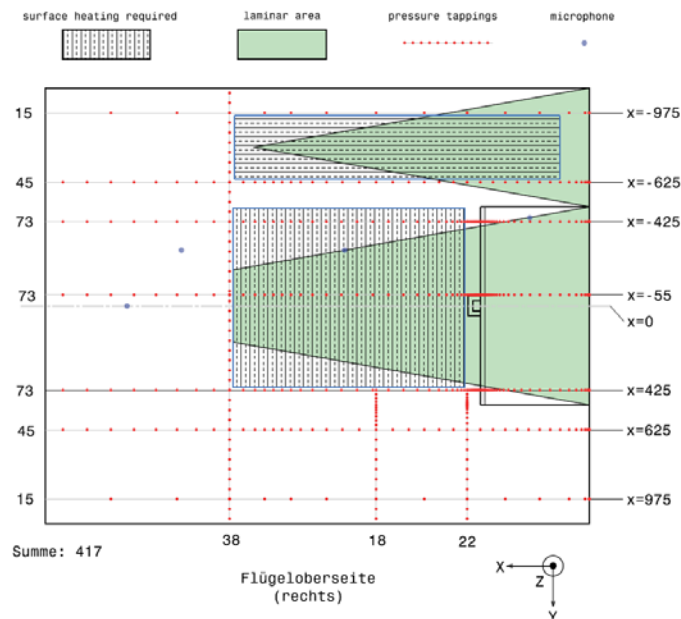


Abbildung 2-6: Einfluss der Instrumentierung auf das Windkanalmodell

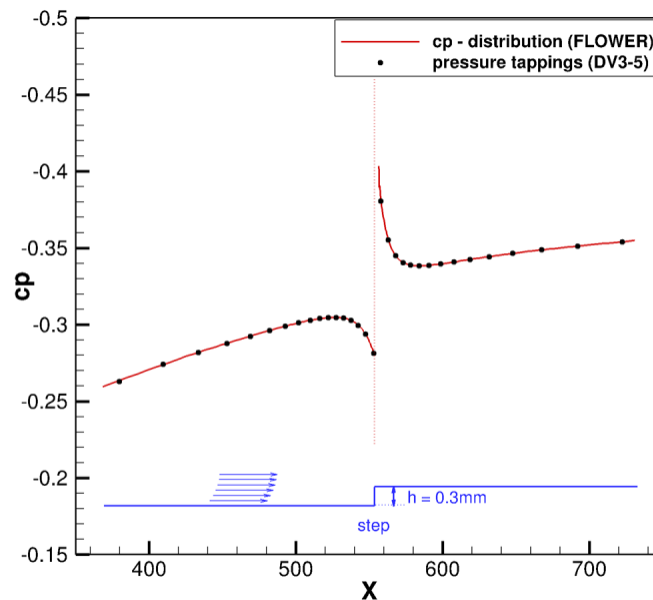


Abbildung 2-7: Einfluss der Stufe auf das Windkanalmodell

Finale Realisierung des Windkanalmodells für Einbau und Messungen im DNW-NWB:

- In der Verantwortung des DLR ist das Windkanalmodell hergestellt worden mit Fa. Leichtwerk als Partner.
- Der Versuch konnte Ende Juni mit dem Einbau des Modells gestartet werden.
- Bauteilabweichungen haben hier zu Einschränkungen geführt.

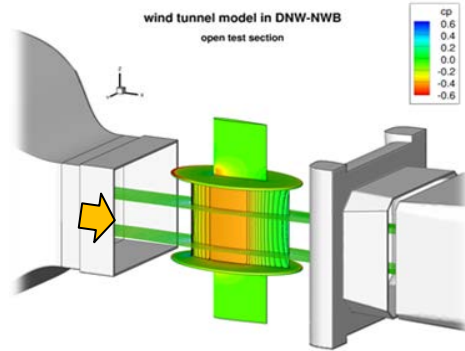


Abbildung 2-8: Einbau des Windkanalmodells in die Messstrecke

Weitere Untersuchungen zu den 3D-Störungen:

- Toleranz der 3D-Störungen (Niet) in der Größenordnung von $h=40...50\mu\text{m}$.
- Das würde am KRG Modell etwa $4\mu\text{m}$ entsprechen, was nicht nachzubilden geht.
- Entsprechend ist eine Einlegeleiste vorbereitet worden, an der reale Niete aus der Produktion bei Airbus eingesetzt werden können, so dass erhöhte, gesenkte und schiefe Lagen untersucht und deren Auswirkungen auf die laminare Strömung untersucht werden konnten.

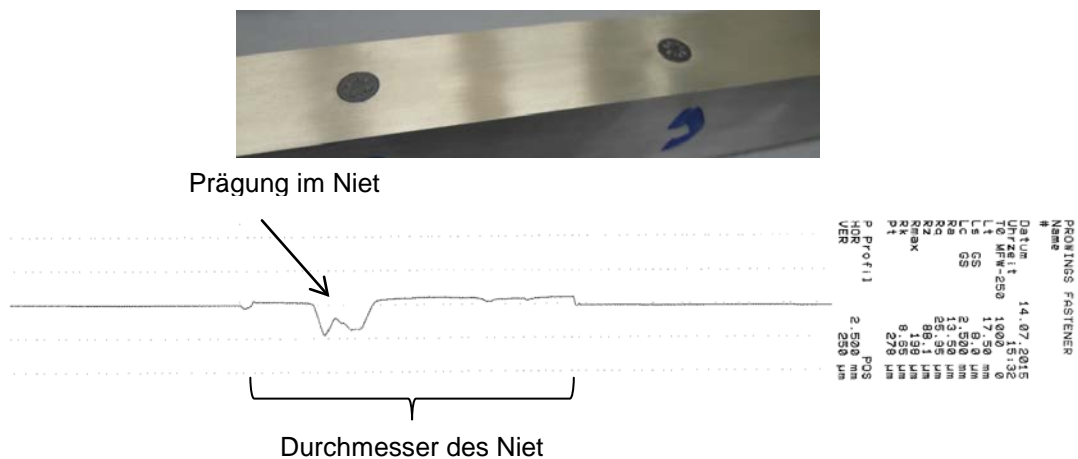


Abbildung 2-9: Einfluss der Nietköpfe auf die Auslegung des Windkanalmodells

Effekt der Nietköpfe auf die Strömung

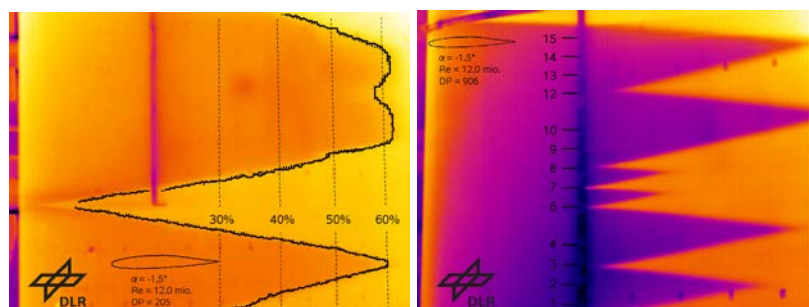


Abbildung 2-10: Einfluss der Nietköpfe auf laminare Strömung

Effekt der Einlegeleiste

Zwei zusätzliche Einlegeleisten wurden gefertigt, in deren Nut Füllmaterial eingebracht wurde, um realistische Bedingungen aerodynamisch zu untersuchen.

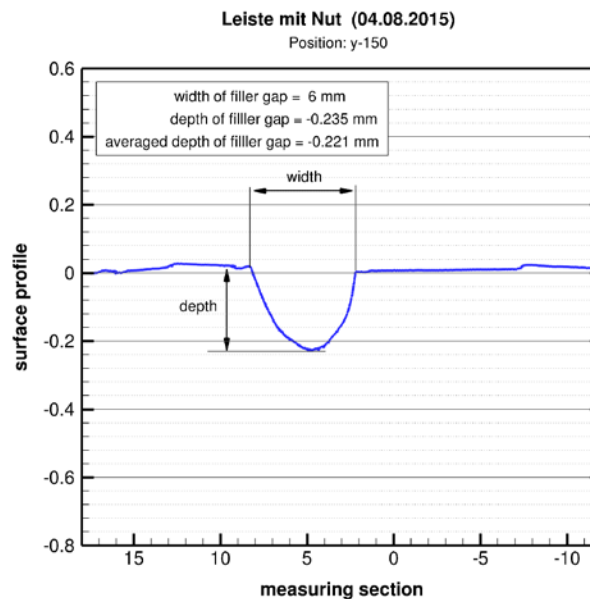


Abbildung 2-11: Einfluss der Einlegeleiste auf Windkanalmodell

Numerische Simulation der Störungen

- Als Basis dafür dienen Messungen mit dem speziell dafür entwickelten 2D-Laminarprofil.
- Zusätzlich sind direkte numerische Simulationen (DNS) durchgeführt worden. Diese dienen der gegenseitigen Validierung von Messungen und Simulation,
- Außerdem: Einblicke in das komplexe Strömungsverhalten bei Oberflächenstörungen wie Stufen,
- Methoden zur möglichst aufwandsarmen Vorhersage von laminar-turbulenter Transition bei Stufen aufzeigen.
- Simulation der gesamten Profilmströmung mit FLOWer am DLR-Braunschweig,
- Berechnungen mit LST und DNS in einem Ausschnitt im Bereich der Stufe auf der Profilloberfläche, siehe Bild 1 (schwarze Kästen, Stufe bei 20% Profiltiefe zwischen den Kästen),
- DNS: Simulation eines Wellenpakets bestehend aus TS-Wellen im relevanten Frequenz-bereich, siehe Bild 2 im Bereich einer Stufe,
- Anschließend: Anwendung der e^N -Methode zur Ermittlung der Umschlagslagen mit Anfachungen von TS-Wellen aus DNS und LST.

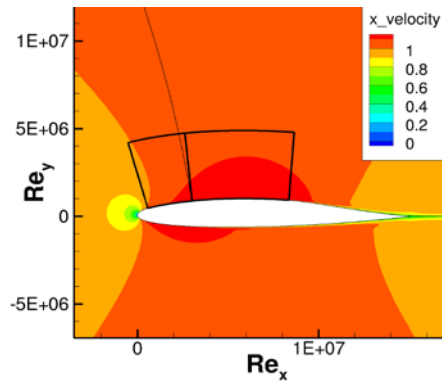


Abbildung 2-12: Numerische Simulation der laminaren Profilumströmung mit FLOWer.

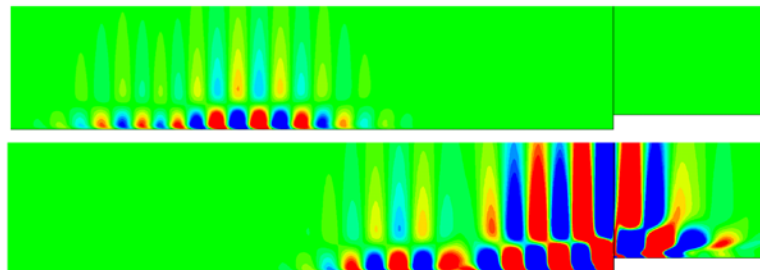


Abbildung 2-13: Numerische Simulation der laminaren Profilumströmung mittels Direkter Numerischer Simulation (DNS): Darstellung eines Wellenpakets aus TS-Wellen im Bereich einer Stufe

3D Lagrangian Particle Tracking

- Daten zur Validierung von RANS-Lösungen wurden zur Verfügung gestellt;
- Validierung im Vergleich zwischen experimentellen Ergebnissen und DNS-Daten.

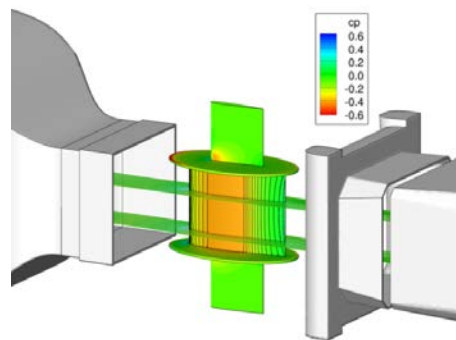


Abbildung 2-14: Numerische Simulation der Umströmung des Windkanalmodell mit Modellierung der gesamten Messstrecke des Windkanals

Dreidimensionale Lagrange'sche Partikeltracking Methode:

- Nicht-intrusive PT-Technik,
- hohe dynamische Auflösung,
- genaue Partikelposition,
- hohe räumliche Auflösung,

- Einschränkungen durch Modellabweichungen.

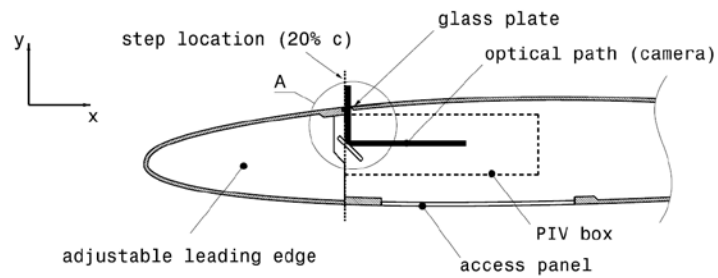


Abbildung 2-15: Aufbau des 6-Kamera-Systems im Windkanalmodell integriert

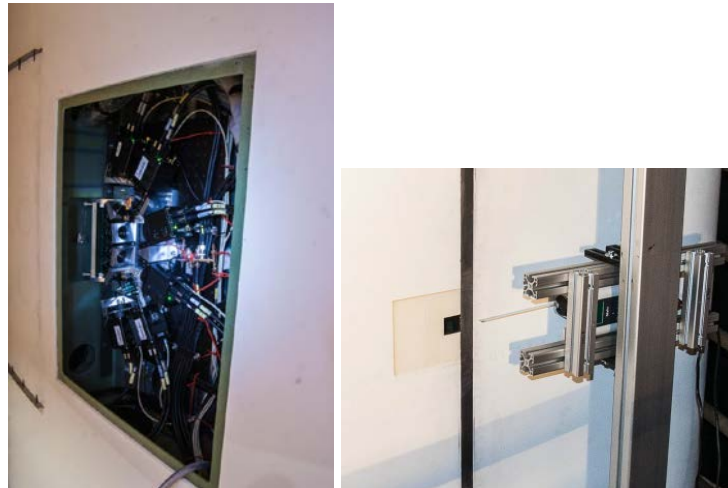


Abbildung 2-16: Optischer Aufbau und Integration in der Messstrecke zur Optischen Vermessung / Zugänglichkeit.

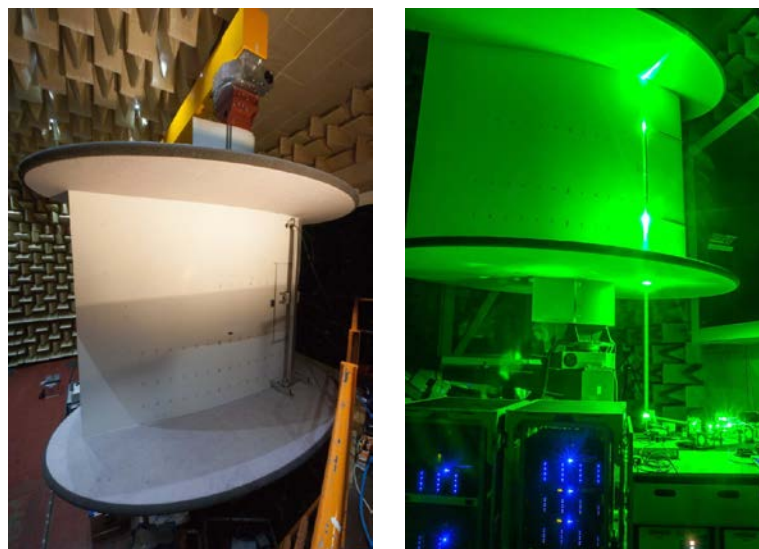


Abbildung 2-17: Optischer Aufbau und Integration in der Messstrecke zur Optischen Vermessung / Zugänglichkeit.

Gemessene Konfiguration:

- Stufen = 0.85 – 1.05mm, AoA= 1°, 0.3°
- mit/ohne Lärmsimulation
- Kanalgeschwindigkeit = 80m/s

Zusammenfassung der experimentellen Ergebnisse:

- Das geplante Modell konnte realisiert werden und die Anforderungen an die Instrumentierung (Druckbohrungen), die Einstellung der Stufe und zusätzliche Teile zur Simulation von Füller und Nietköpfen ist umgesetzt worden.
- Die Qualität der Oberflächen sind hoch und der Aufbau ist professionell umgesetzt worden.
- Eine Verwerfung des Modells konnte nicht behoben werden und hat zu Einschränkungen geführt.
- Das Modell ist von großem Nutzen für die Beurteilung von Störungen an Bauteilen, jedoch sind einige Fragen offen geblieben.
- Die Installation im DNW-NWB hat stattgefunden und der Versuch konnte dank des großen Engagements durchgeführt werden.
- Die Messtechnik ist aufwändig realisiert worden und große Datenmengen liegen nun vor.
- Die Komplexität des Versuchsaufbaus ist einzigartig,
- Die Daten sind sehr wertvoll und sehr hoch aufgelöst (zeitlich und räumlich), jedoch fehlen wandnahe Messdaten aufgrund der Modellverformung.

Zusammenfassung der numerischen Ergebnisse:

- In den numerischen Simulationen konnte der Anfachungs-mechanismus von Tollmien-Schlichting-Wellen an vorsprin-genden Stufen untersucht werden.
- Laminar-turbulenter Umschlag konnte mittels DNS in Kombination mit der e^N -Methode prognostiziert werden.
- Im Rahmen der zugrunde liegenden Annahmen von linearer Stabilitätstheorie (LST), konnten die ermittelten Umschlagslagen damit bestätigt werden.
- Laminar-turbulente Umschlagslagen direkt an der Stufe, die bei großen Stufenhöhen auftreten stimmen mit instationären Ergebnissen aus DNS überein.
- LST ausreichend genau zur groben Vorhersage der laminar-turbulenten Umschlagslagen.

Zusammenfassung allgemein:

- Sehr gute Zusammenarbeit zwischen den Fachleuten in den jeweiligen Themenblöcken;
- Sehr gutes Management beim Entwurf des Modells und der Durchführung der Versuche innerhalb des DLR, den Partnerfirmen und auch mit Airbus.
- Das Modell bietet noch viel Potential für weitere Untersuchungen, allerdings wären auch Konturverbesserungen sinnvoll.
- Die Ursachen für die Konturabweichungen müssen noch analysiert werden.

AP1200 Akustische Rezeptivität

Wurde vom Partner DLR bearbeitet, siehe die entsprechenden Ergebnisse im Schlussbericht des Verbundpartners DLR.

AP1300 Kürger Entwurf mit Schildeffekt

AP1300 Aufgaben waren:

- Krueger Design for Insect Shielding
- Shielding Criteria for Krueger Design
- Previous Insect Contamination Tests
- Flight Test Point Selection

Why is this such an important topic for laminar wings?

- Krueger System weight is a strong driver for laminar wing weight increase
- Krueger Kinematics and System is mainly dependent on the Krueger setting
- Krueger setting is derived from insect shielding requirement (upper position)
- Krueger chord is important for shielding against light insects, but will drive also significantly the loads and the system weight
- Huge variation of insects (size, weight) in nature will have influence on shielding
- Precise knowledge of insect shielding capability of Krueger is important
- Prediction tools have to be validated against typical flight conditions

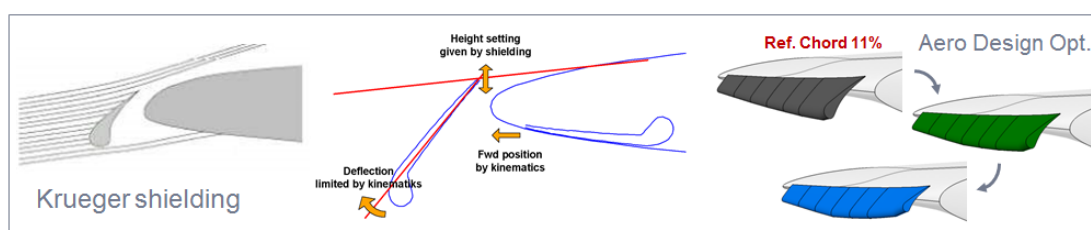


Abbildung 2-18: Sketch zur Sinnfälligkeit des Krüger Entwurfs zwecks Laminarhaltung.

Shielding Krüger Design

- Simple shielding criteria based on straight trajectories and 7deg insect sticking angle from literature
- Might lead to unnecessarily high Krueger position with impact on aero perfo, weight and cost
- Assumption of straight trajectories is not conservative for lower shielding limit!

- Risk of leading edge contamination or weight penalty due to too large Krueger chord

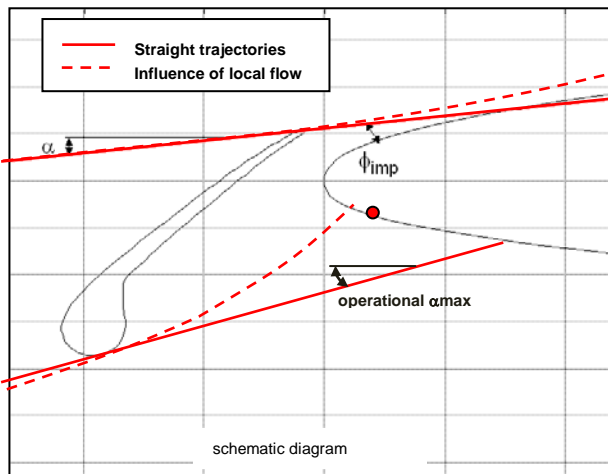


Abbildung 2-19: Sketch zur Sinnfälligkeit des Krüger Entwurfs zwecks Laminarhaltung.

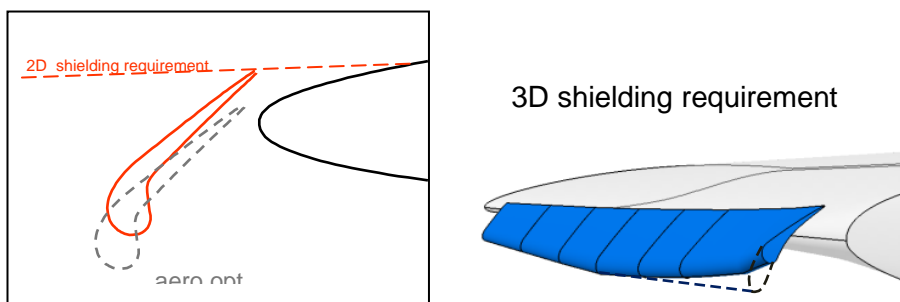


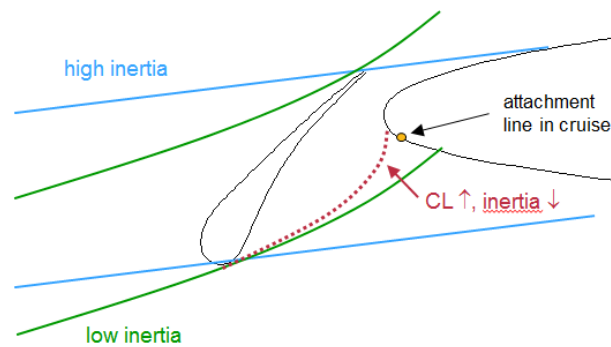
Abbildung 2-20: Darstellung der Shielding Anforderungen für den Krüger Entwurf zwecks Laminarhaltung im Reiseflug.

Informationen zu vorherigen Insekten-Kontaminationstests

Analysis of Higher-LE insect contamination tests with DLR Do228

ACR „Fly-gun“ tests to investigate insect sticking angle on coated plates

- Insect sticking angle found in ACR tests are similar to values quoted in literature
- Do228 test results indicate significantly higher values



- Trajectories of light particles/insects tend to follow the local flow direction and therefore might reach the wing leading edge behind the Krueger
- High AoA and/or fully deployed flaps are the most critical conditions (high CL)
- Contamination upstream of cruise stagnation point to be avoided by sufficient Krueger chord length
- => **Need to be able to predict insect impact locations to size the Krueger device**

Flight tests with DLR ATRA

Objectives

- Obtain data basis for insect contamination from dedicated ATRA flight tests
- CFD simulation of flight test points to obtain flow field as input for Particle Tracer
- Enhanced modelling for insect trajectories in Tau Particle Tracer
- Calibration of Particle Tracer (weight, size, shape of particles) based on contamination data from flight tests

Key elements

- Realistic conditions: Full scale test with representative aircraft
- Controlled flight conditions, i.e. high-lift config, speed and AoA maintained as far as possible during each flight
- Large number of insect debris



Abbildung 2-21: Flugversuche zur Insektenkontamination mit dem DLR ATRA.

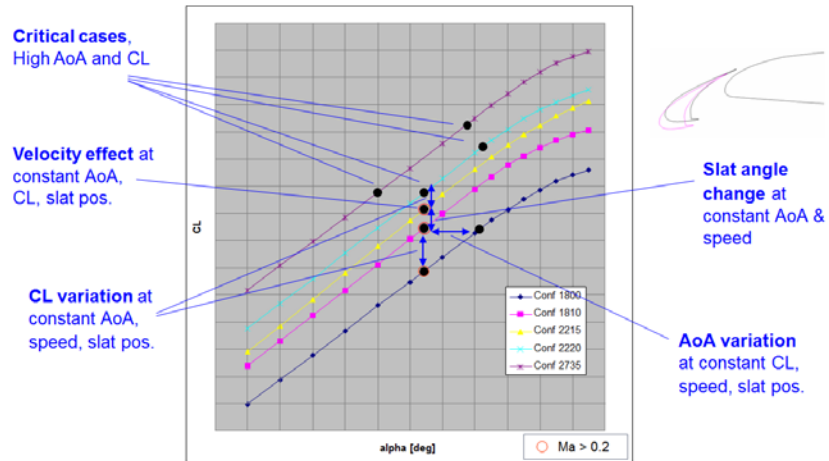


Abbildung 2-22: Flugversuche zur Insektenkontamination mit dem DLR ATRA.

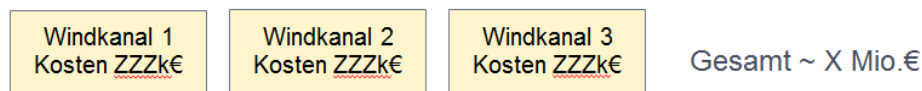
AP1400 Eisbildung- und Eisansatzsimulation

Im AP1400 wurden folgende FuT-Arbeiten durchgeführt:

- Hintergrund der Untersuchungen (DLR / Airbus)
- Parallele Untersuchungen im EMPIR Projekt + Vergleich
- Rauigkeitsuntersuchungen an einer Kurz-/Mittelstrecken Konfiguration mit Tragflächenerweiterungen
 - Geometrie
 - Verfahren zur Festlegung eines Rauigkeitsbereiches
 - Erste Rechnungen mit Spalart-Allmaras

Hintergrund der Untersuchungen (DLR / Airbus)

- Ein typisches Derivatv erfordert umfangreiche HQ Windkanal Studien
Programm AXXX YYY – ein Design Loop!



- + Ergebnis-Analyse + Beurteilung der HQ/FCL im Simulator
- Normalerweise sind mindestens zwei Loops notwendig!
- Neue Anforderungen der Behörden (Vereisung bei Start/Landung)
- Häufiger Probleme bei Flugtests
 - HTP Buffeting (Schütteln), durch Eis oder andere Ursachen für Flügelablösung
 - Frühes Ablösen an Flügeln kleiner Flügeltiefe mit (Eis-)Rauigkeit

In ProWinGS/PerformICE durchgeführte FuT-Arbeiten:

- Verbesserung der Rauigkeitsmodellierung in ausgefeilteren Turbulenzmodellen (RSM) – DLR
- Entwicklung eines Tools zur Spezifizierung von Rauigkeitszonen – Airbus
- Untersuchung einer einfachen 2D Geometrie (GARTEUR AG32 C) – DLR
- Nachrechnung von Windkanaltests für eine T-Tail, CROR Konfiguration (Z05-2_EX) mit und ohne ausgefahrenes Hochauftriebssystem – DLR
- Vergleich der DLR Ergebnisse mit Ergebnissen des Projektes EMPIR – Airbus
- Nachrechnung eines Windkanaltests eines Kurz- und Mittelstrecken- flugzeuges mit nicht ko-planaren Tragflächenerweiterungen. Dabei Berücksichtigung von Rauigkeit – Airbus

Zusammenarbeit mit dem EMPIR Projekt (DGAC Projekt)

- Gemeinsame Untersuchungen von DLR (TAU) & Airbus (ElsA) eingebettet in Airbus Gesamtstrategie:
 - Z05-2 Konfiguration mit partieller Anwendung von Chimera Gittern

Für das nicht ausgefahrene Hochauftriebssystem wurden mit ElsA 563 Blöcke mit 72 Mio. Knoten benötigt. Die Ergebnisse wurden mit TAU Rechnungen verglichen und erwiesen sich als ähnlich.

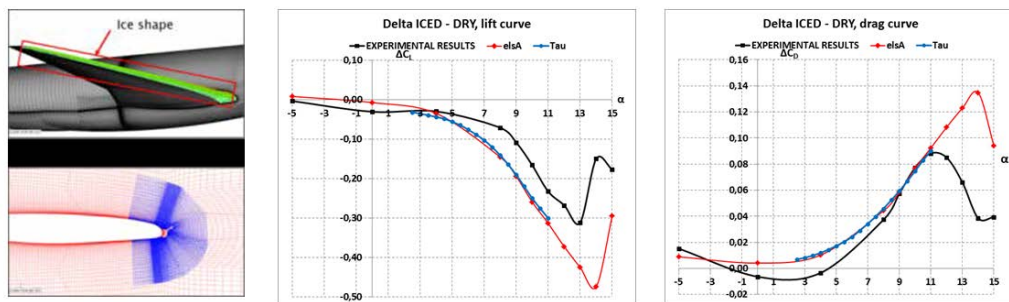


Abbildung 2-23: Numerische Simulation des Eisansatzes an einem Referenzprofil mit ELSA und TAU Rechnungen.

Vermessung eines F1 Windkanalmodells (Mai/Juni 2011):

- Testfall: $Ma = 0.2$, Vorflügel/Landeklappen: $21^\circ/15^\circ$, kein HTP (altes Gitter)
- Es wurden zwei Rauigkeitshöhen getestet : 0,2mm/0,02mm (umgerechnet auf den Modellmaßstab 1:11)
- Aus Vereisungsperspektive ging es darum die seit kurzer Zeit von den Behörden geforderten Start/Lande-Eisansätze zu untersuchen



Abbildung 2-24: Experimentelle Simulation des Eisansatzes an einem F1 Windkanalmodell.



Abbildung 2-25: Vergleich Experiment/Rechnung für die Konfiguration ohne Eisraugigkeit aber mit ausgefahrenem Hochauftriebssystem (Konfiguration $21^\circ/15^\circ$) gerechnet mit S-A Modell (ELAS und TAU).

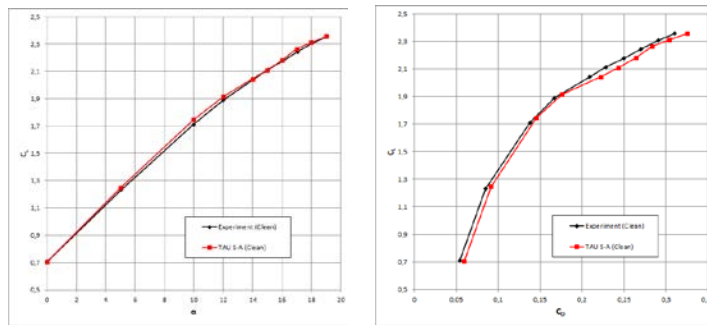


Abbildung 2-26: Vergleich der Unterschiede zwischen Experiment/Rechnung für den Fall ohne Eisrauhigkeit, aber mit ausgefahrenen Hochauftriebssystem

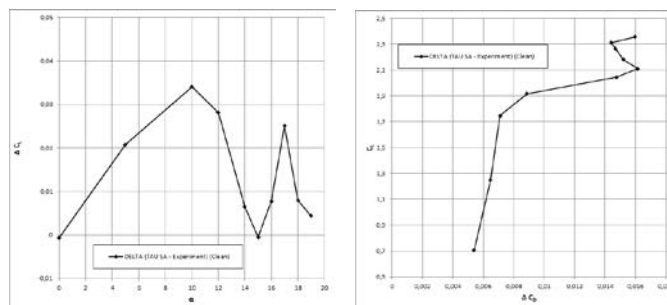


Abbildung 2-27: Vergleich Experiment/Rechnung für die Konfiguration mit Eisrauhigkeit und ausgefahrenem Hochauftriebssystem (21°/15°).

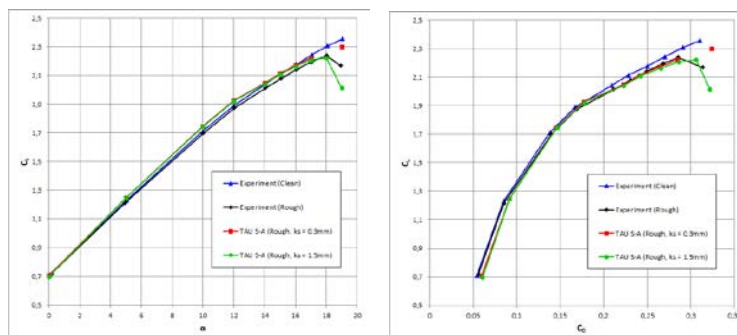


Abbildung 2-28: Unterschied Experiment/Rechnung für die Konfiguration mit Eisrauhigkeit und ausgefahrenem Hochauftriebssystem (21°/15°).

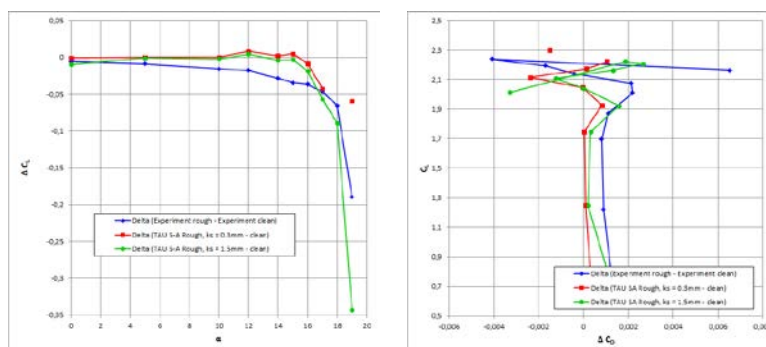


Abbildung 2-29: Unterschied Experiment/Rechnung für die Konfiguration mit Eisrauhigkeit und ausgefahrenem Hochauftriebssystem (21°/15°).

Zusammenfassung der Ergebnisse

- Konfiguration weist großes $i_H = -12^\circ$ auf → Konfiguration an der Grenze zum Höhenleitwerks Strömungsabriss bei $AoA=0^\circ$
- Gute Übereinstimmung Rechnung/Experiment für Clean Konfiguration (max. $\Delta C_L = 3.3$ l.c., $\Delta C_D = 90$ d.c. im linearen Bereich, bis zu $\Delta C_D = 160$ d.c. nahe am Strömungsabriss)
- Die für den Test spezifizierte Rauigkeit war $k_s = 0,3$ mm im Modellmaßstab (entspricht 3,3mm für die Großausführung)
- Maximale Rauigkeit im Experiment war $k_s = 0,2$ mm.
- Für die Rechnungen mit Spalart-Allmaras Turbulenzmodell und ein $k_s = 0,3$ mm wird der Auftriebsverlust unterschätzt.
- Der Auftriebsverlust wird besser vorhergesagt, wenn die Rauigkeitshöhe auf $k_s = 1,5$ mm erhöht wird.
- Ähnliche Ergebnisse werden für 2D Fälle erzielt (AG32C).

Bemerkungen:

- Die Erfahrungen mit der Vorhersage des Auftriebs- und Widerstandsdeltas für eine Konfiguration mit und ohne ausgefahrenes Hochauftriebssystem mit Eis aufbau sind ermutigend und liegen nahe an den Industrieerwartungen (Linearer Bereich: 2lc, 10dc; Nichtlinearer Bereich: 5lc, 20dc)
- Erfahrung: Mehr Aufwand in der Gittergenerierung zahlt sich aus!
- Der absolute Wert für Auftrieb und Widerstand ist derzeit nicht Ziel der Anstrengungen. Nach bisheriger Erfahrung ist das Ergebnis abhängig vom verwendeten Turbulenzmodell.
- Für die Modellierung von rauen Oberflächen sind in TAU derzeit die besten auf dem Markt befindlichen Modifikationen für Turbulenzmodelle implementiert und die Übereinstimmung mit einfachen Testfällen ist gut. Falls die Eisrauhigkeitselemente im Vergleich zur Grenzschichtdicke groß sind, wird eine Unterschätzung des Effekts beobachtet.

2.2 TP2 InCome / CMF - Technische Ergebnisse

Erzielte Ergebnisse

Im Rahmen dieses Teilvorhabens wurde die technologische Reife der integrierten Kohlefaser-Vielholmer-Klappe (Composite Multispar Flap) im RTM Verfahren abgeschlossen und nachgewiesen, dazu wurden folgende Aktivitäten durchgeführt:

Das aktuelle Design wurde weiter ausdetailliert, um die neuen Erkenntnisse aus den Versuchsprogrammen ins Design zu überführen. Ein wesentlicher Aspekt hierbei war die Definition neuer Geometrieanforderungen bei den Zwickel-füllern in den Bereichen der T-Stöße.

Die Einflüsse, der aus den Coupon-Tests erzeugten Materialkennwerte wurden in einem ersten Durchgang auf Basis des entwickelten, detaillierten FE-Modells betrachtet. Einige modellbedingte Unklarheiten wurden analysiert.

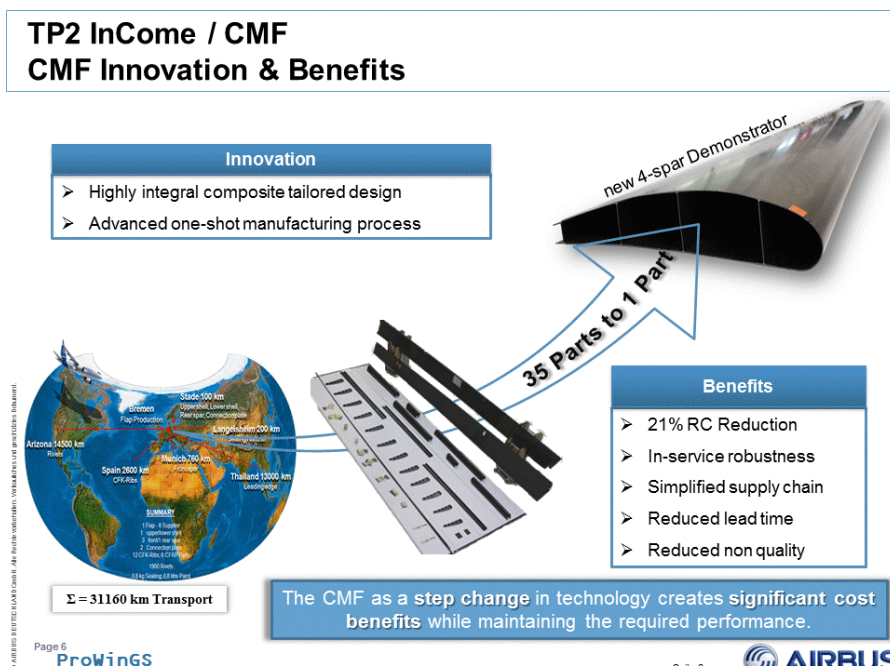
Für die Anforderungen zur Robustheit wurde auf Basis der letzten Vogelschlagversuche das der Simulation zugrundeliegende Modell validiert, um für die Simulationen mit dem verstärkten Design aussagekräftige Ergebnisse zu ermöglichen.

Zur Sicherung der konstant guten Fertigungsqualität wurde ein erster Körper mit den erhöhten Anforderungen des aktuellen Klappendesigns gefertigt. Hierbei wurde zum ersten Mal der aktuelle Lagenaufbau mit den eingebrachten Rampen und Dicken erfolgreich umgesetzt.

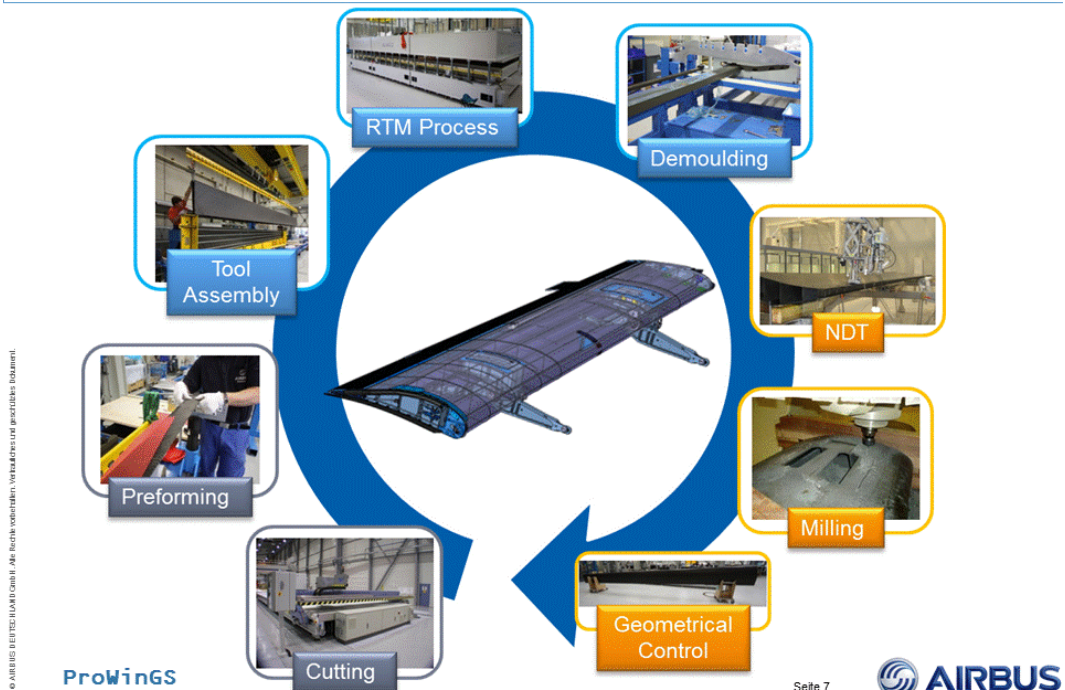
Neben der Verifikation des Herstellungsprozesses wurden (neue) Verfahren zum „Rework“, also der Nacharbeit im Herstellungsprozess, sowie zur Reparatur untersucht und verbessert.

Die CMF Klappe in optimierter Vielholmerbausweise und zug. Herstellungs- und Wartungsprozesse wurde mit dem TRL6 in 2013 erfolgreich verifiziert.

Konzeptionelle Vorgehensweise – Prozess der Herstellung der CMF Klappe



TP2 InCome / CMF CMF Manufacturing Process



TP2 InCome / CMF Changes for technical milestones

- A new Milestone for an additional Bird Strike Test on the new 4-spar design with integrated end-ribs and a titanium patch at the mid span roller position is required to assess the impact of the different stiffness in those areas for bird strikes and for the validation of simulation results.

→ **M/S M01b is introduced**

- For Milestone M03 „Completion of load introduction test“ the envisaged test was planned to validate the structural performance of the load introduction area which take the highest loads. The general concept was already validated by a sub-component test on a specially prepared test article that reached Limit Load & Ultimate load successfully. Based on this result the design changes for the new, improved design are validated by advanced analytical methods based on detailed FE-Models and allowables from Material- & Element Tests. The CMF multispar design principle with internal metallic load introduction ribs is verified.

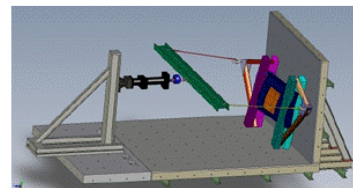


Figure: Test setup of Load Introduction Test

Während bei FTEG die allgemeine Machbarkeit und der Nachweis der gestellten Anforderungen im Fokus standen, wird im Rahmen von ProWinGS stärker auf die Optimierung hinsichtlich Kosten und Gewicht, sowie mögliche Nacharbeiten (Rework & Repair) eingegangen. Arbeitsziele für das CMF Project in den Förderprogrammen:

Tabelle 2-1: Arbeitsziele FTEG und ProWinGS

FTEG	ProWinGS
das vorhandene Konzeptdesign in ein detailliertes Design zu überführen, das die Anforderungen an Performance, Kosten und Gewicht erfüllt.	Ein Gewichts- und kostenoptimiertes Klappendesign
Den Nachweis anhand von Berechnungen / Simulationen und Tests zu führen, dass die Anforderungen/Regeln erfüllt werden	Nachweis der Erfüllung der Vogelschlaganforderungen mittels eines Tests
den Nachweis hinsichtlich der technologischen Reife des Fertigungsprozesses durch Bau von klein- und großskaligen Fertigungsdemonstratoren zu führen.	Nachweis der Festigkeit im Lasteinleitungsbereich
	Verifikation der Herstellung eines großen CFK Körpers und Verfahren zu Nacharbeit
	Neue In-Service Reparaturverfahren dieser geschlossenen Bauweise

Arbeitsziele gemäß Vorhabenbeschreibungen

Im Rahmen der FTEG Förderung wurden neben der Auswahl des Materialsystems (G0926) und des Herstellungsprozesses (RTM) auch Coupon Tests durchgeführt, die zur Validierung der Materialkennwerte dienen. Es wurde ein Design mit fünf Holmen und einer dünnen Klappenvorderkante entwickelt, das die Anforderungen hinsichtlich Kosten, Gewicht und Performance erfüllte. Die Nachweise wurden dabei hauptsächlich analytisch, auf der Grundlage von detaillierten FEM Berechnungen, geführt. Die technologische Reife des Fertigungsprozesses wurde durch den Bau von Großskaligen Demonstratoren mit einer Länge von ~7m nachgewiesen.

Eine neue Anforderung für eine robustere Klappe, die Vogelschläge von Vögeln bis 500g, wie sie im täglichen Einsatz vorkommen können, machte eine Designänderung notwendig und wurde innerhalb von ProWinGS entwickelt, getestet und bewertet.

Diese neue Anforderung wurde in der Auslegung und im Design umgesetzt und ihre Erfüllung konnte durch Tests sehr erfolgreich an einem speziell vorbereiteten Testbauteil verifiziert werden.

Im Design erfolgte eine Änderung auf ein 4-Holm Design, um das Risiko einer Beschädigung des vordersten Holmes nach einem Vogelschlag zu verringern, sowie eine Verdoppelung der Lagenanzahl in der Nasenkappe, um diese deutlich Robuster zu machen.

Diese Änderungen führten weiterhin zu einer notwendigen Anpassung der Lasteinleitungsrippen, der Hebelarme und den Klappenendrippen an die neuen Holmpositionen. Eine Neuerung der CMF im Bereich der Endrippen besteht im Shimming-Konzept, also den Ausgleichsmöglichkeiten für Toleranzen. Die CMF verfügt an den Endrippen über anpassbare Cruise Roller landing plates, die mittels packer anzupassen sind.

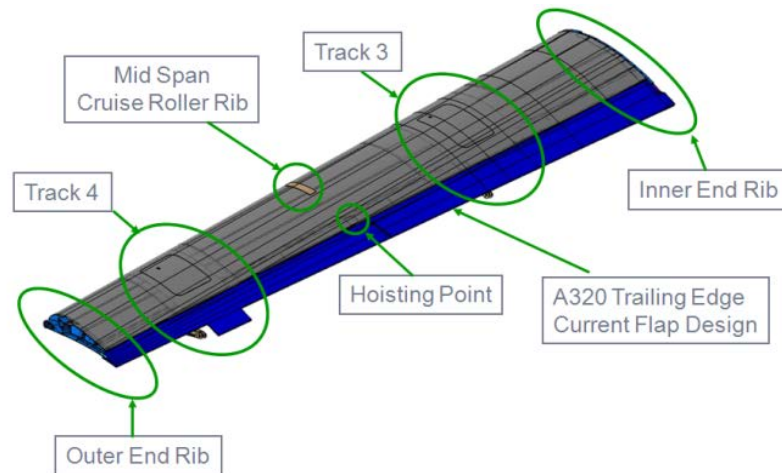


Abbildung 2-30: Übersicht der Klappenelemente zur Anpassung an das 4-Holm Design

Optimierungen hinsichtlich Gewicht und Kosten als kontinuierlicher Prozess der Entwicklung führte zu einem verbesserten Lagenaufbau, bei dem auf die Überlappungen von Lagen minimiert werden konnten. Diese Änderung erfordert das hochpräzise Ablegen von Gewebelagen beim Pre-Forming um die Toleranzanforderungen erfüllen zu können.

Zur Verifikation der neuen Vogelschlaganforderungen wurden analytische und physische Tests durchgeführt. Die Basis der analytischen Tests bildete ein speziell aufgebautes Finite Elemente Modell, das zunächst durch Tests mit einer zulassungsäquivalenten Vogelmasse von 4 Pfund validiert und mit den durchgeführten Tests mit kleineren Vogelmassen optimiert wurde. Die Modelle wurden durch einen externen Unterauftragnehmer erstellt. Ziel dieser neuen Tests war die Prüfung der Robustheit gegenüber Vogelschlägen im täglichen Einsatz, während die vorherigen Tests mit dem 5-Holm Design dazu dienen eine Restfestigkeit der Klappe nach einem Vogelschlag mit größerer Masse zu zeigen.

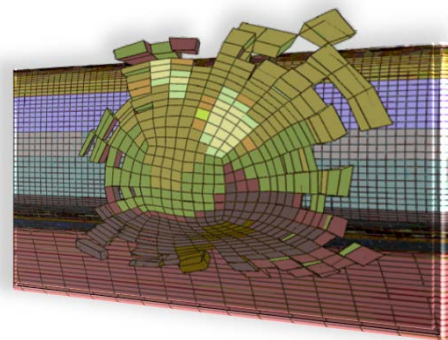


Abbildung 2-31: Versuchsaufbau zum Lasteinleitungstest

Die physischen Tests fanden in der Prüfanstalt in Braunschweig statt und wurden mit einem speziell entwickelten Testbauteil auf Basis eines 5-Holmer Klappensegments mit aufgedickter Nasenkappe durchgeführt. Auch die extra Lagen auf der Nasenkappe bestehen aus dem für den ganzen Klappenkörper verwendeten G0926.

Da die Gefahr von Vogelschlägen vor allem in Höhen relevant ist, die während der Start- und Landephase durchflogen werden, wurden für die Tests die Klappenstellungen für

Landung und Start untersucht, um die kritischsten Bereiche zu prüfen. Sowohl bei den analytischen, als auch bei den physischen Tests wurden dabei verschiedene Vogelmassen von 500g bis 1000g bei Geschwindigkeiten zwischen 95m/s bis >105 m/s auf ihre Schadenswirkung untersucht, mit dem Ergebnis, dass die Anforderungen hinsichtlich Robustheit sehr deutlich erfüllt werden. Die Übertragbarkeit der Ergebnisse dieses Versuchs auf die Klappe im 4-Holm Design mit gleicher Nasendicke ist sichergestellt, da die erfolgreichen Tests auf die ungünstigere Anordnung des 5-Holm Designs bereits erwartungsgemäß sämtliche Anforderungen erfüllen.

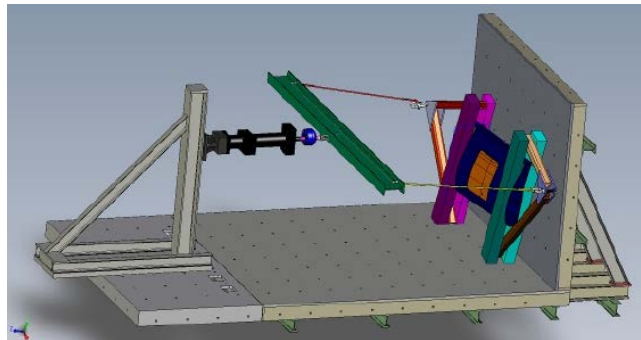


Abbildung 2-32: Versuchsaufbau zum Lasteinleitungstest

Neben der neuen Robustheit wurde im Rahmen von ProWinGS die Lasteinleitung hinsichtlich ihrer Stärke geprüft. Ein Testbauteil bestehend aus einem Klappensegment und den metallischen Lasteinleitungsrippen wurde in einem Testgestell erfolgreich gegen Limit und Ultimate Load Belastungen geprüft. Das Bauteil wurde vor, während und nach dem Test mittels NDT überprüft. Auf dieser Basis in Verbindung mit den ermittelten Materialkennwerten konnte die Stabilität der Lasteinleitung des 4-Holmer Designs mittels detaillierter Analysen nachgewiesen werden. Hierzu wurde ein feines FE-Modell erstellt, das die Lasteinleitungsrippen und deren Anbindung an den Klappenkörper abbildet, inklusive der Cutouts und Vernietungen.

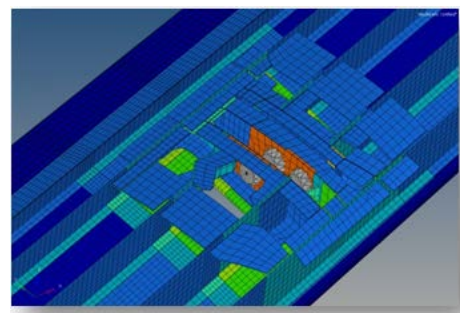
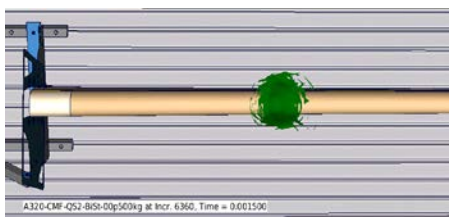


Abbildung 2-33: Beispiel des FE-Modell für den Lasteinleitungsberiech

Besonders die Anbindung der Holme an die Klappenschale im Bereich der Lasteinleitung wurde betrachtet, da hier die größten Spannungen auftreten. Eine Optimierung war die Einführung von auslaufenden Enden der Anbindungen, da das grade Ende der Holme sehr hohe Spannungen zur Folge hatte.

Insbesondere die CFK-Holme und deren Anbindung waren bei der Entwicklung der CMF ein neues Element und wurden daher mit einem extra Versuchsprogramm getestet. Im Rahmen dieses Versuchsprogramms wurden Analysen zu verschiedenen T-Joints, die

je nach Position in der Klappe unterschiedliche Radien besitzen, mit verschiedenen Belastungen geprüft.

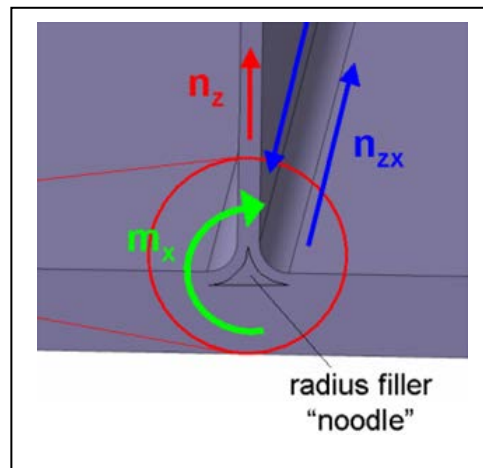


Abbildung 2-34: Beispiel des FE-Model für den Lasteinleitungsbereich

Die verschiedenen Testbauteile wurden zunächst in sogenannten Boxen gefertigt, auf Maß gesägt, NDT geprüft und schließlich in einer Testanlage bei der IMA in Dresden geprüft. Die wichtigsten Tests waren die Tests mit Belastungen zu Pull-off, Compression und Bending. Die Testergebnisse bestätigten die Erwartungen, bzw. waren in Bezug auf den Winkeleinfluss sogar besser als angenommen.

Für die T-Joint Bereiche wurde darüberhinaus Untersuchungen zu verschiedenen Zwickelformen und Größen angestellt, um ein Optimum in Bezug auf Passform zu erreichen. Ein dreieckiger Als Folge wurde ein Zwickel mit genau angepasstem Durchmesser entwickelt der ein verrutschen während der Harzinjektion weitestgehend verhindert und so zu den sehr guten Ergebnissen beim Bau des ersten 4-Holm Prototypen beigetragen hat.

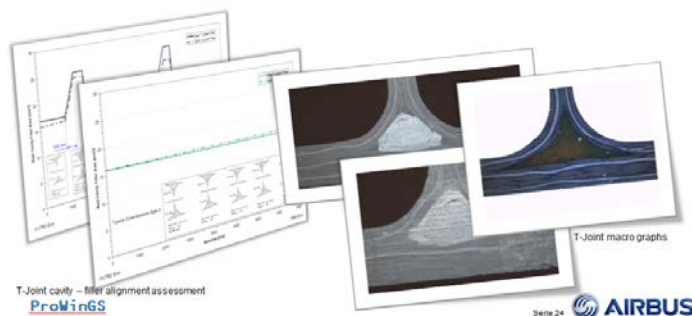


Abbildung 2-35: Analyse der Zwickelkavitäten

Die Untersuchung des Produktionsprozesses insgesamt war ein wichtiger Teil innerhalb der ProWinGS arbeiten, da für die fertige Landeklappe mit ihren über 7m Länge eine Deformation von weniger als ± 2 mm erreicht werden muss. Um diese engen Toleranzen zu erreichen und um eine Optimierung verschiedener Parameter zu validieren, ohne jeweils einen teuren Demonstrator bauen zu müssen, wurde der Prozess auch analytisch untersucht. Zu diesem Zweck wurde das Faserinstitut Bremen mit der Erstellung einer virtuellen Prozessanalyse beauftragt, die z. B. erfolgreich für Deformationsvorhersagen durch den Einfluss von unterschiedlichen Heizzyklen genutzt wurde.

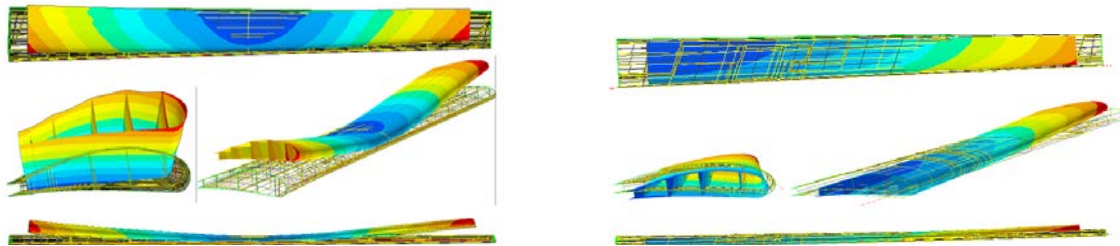


Abbildung 2-36: Beispiel einer Deformationssimulation), FIBRE Bremen

Das Deformationsverhalten der Klappe spielt auch im Einsatz eine wichtige Rolle, wenn sich die Klappe durch die im Flug auftretenden Luftlasten verformt und ihre aerodynamische Leistung ändert. Gerade während der Start- und Landephase, wenn die Klappe also ausgefahren ist und den größten Einfluss auf die Auftriebskräfte ausübt darf die Verformung der Klappe nicht zu groß sein.

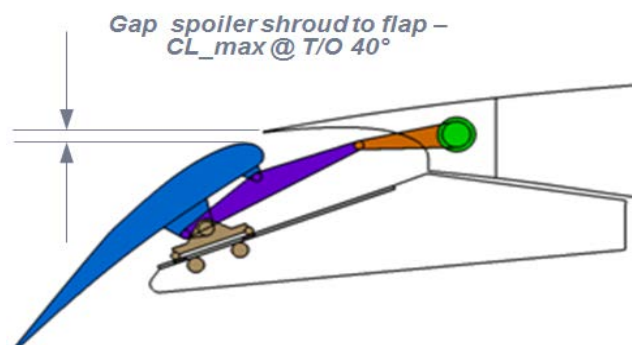


Abbildung 2-37: Darstellung zur Bemessung der Spaltmaße

Zum Nachweis der aero-performance wurde zunächst auf Basis von FE-Modellen zunächst die Verformungsbedingten Spaltmaße ermittelt, die sich für die Landeklappenstellen während der Start- und Landephase ergeben. Hierzu wurden im Modell über die Spannweite der Klappe mehrere Messpunkte gesetzt, die hinsichtlich deformation ausgewertet wurden.

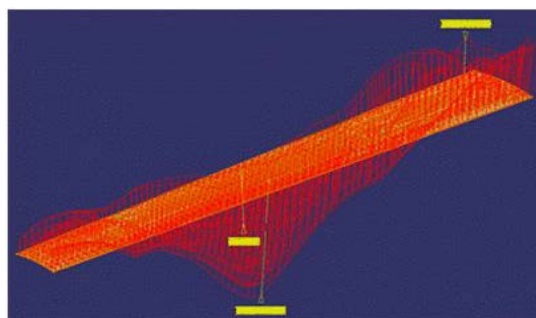


Abbildung 2-38: CATIA Analyse zu aerodynamischen Verformungen (zur Visualisierung!)

In einer detaillierten Untersuchung wurden die deformationen des FE-Modells in ein CATIA Modell übertragen und genauer ausgewertet. Material- und Designbedingt erben sich für die CMF minimal andere Spaltmaße, als für eine klassische Metallklappe mit einer Holm-Rippen-Struktur. Die Änderungen sind dabei jedoch so klein, dass die Auftriebsleistung der Klappe kaum beeinflusst wird und die Deformation in allgemeinen Aero Toleranzen bleibt.

Im Rahmen der ProWinGS Förderung wurden neben den kleinen Testbauteilen zur Verifikation spezieller Fragestellungen auch zwei Prototypen des Klappenkörpers im überarbeiteten 4-Holm Design hergestellt. Der Produktionsprozess umfasst im Wesentlichen die folgenden Schritte.



Abbildung 2-39: CMF Herstellungsprozess

In diesem Demonstrator wurden erstmals die neue Holmanordnung und der neue Lagenaufbau, inkl. der Lagenstöße erfolgreich realisiert. Um diesen Prototypen bauen zu können waren neue Kerne notwendig, die den neuen Geometrien entsprachen. Die Herstellung der Kerne wurde an einen externen Partner vergeben, der den neuen Kerne-Satz gemäß den Anforderungen lieferte. Ein solcher Kerne-Satz besteht dabei aus je 3 einzelnen Kernen pro Kavität, um das Entfernen nach dem Ausbacken zu ermöglichen. Durch diese Dreiteilung ergeben sich für die kleinen Kavitäten an der Klappenhinterkante dünne Kerne, die jedoch die komplette Länge der Landeklappe von über 7m haben. Außerdem ist die Fertigung innerhalb der sehr engen Toleranzen eine große Herausforderung, so dass schon das Auftragen einer Oberflächenbeschichtung die Gesamt toleranzen des Kernsatzes maßgeblich beeinflusst.

Die NDT Tests der neuen Demonstratoren bestätigten die sehr gute Fertigungsqualität des RTM Prozesses. Bei keinem der erstellten Testbauteile konnten prozessbedingte Defekte festgestellt werden.

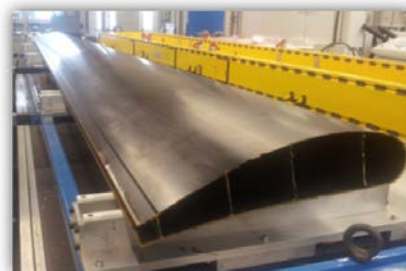


Abbildung 2-40: Prototyp im 4-Holm Design

Für etwaige Defekte, die in der Produktion auftreten könnten wurde ein völlig neues Rework-Verfahren entwickelt, das es ermöglicht beschädigte Bereiche nachzuarbeiten. In

enger Zusammenarbeit zwischen Materials & Processes, Manufacturing Engineering und Engineering wurde ein Modified Vacuum Infusion Verfahren entwickelt, bei dem der betroffene Bereich mit dem gleichen Material, das für den Klappenkörper verwendet wird, wieder aufgebaut wird. Der Prozess wird in nachfolgender Abbildung beschrieben.

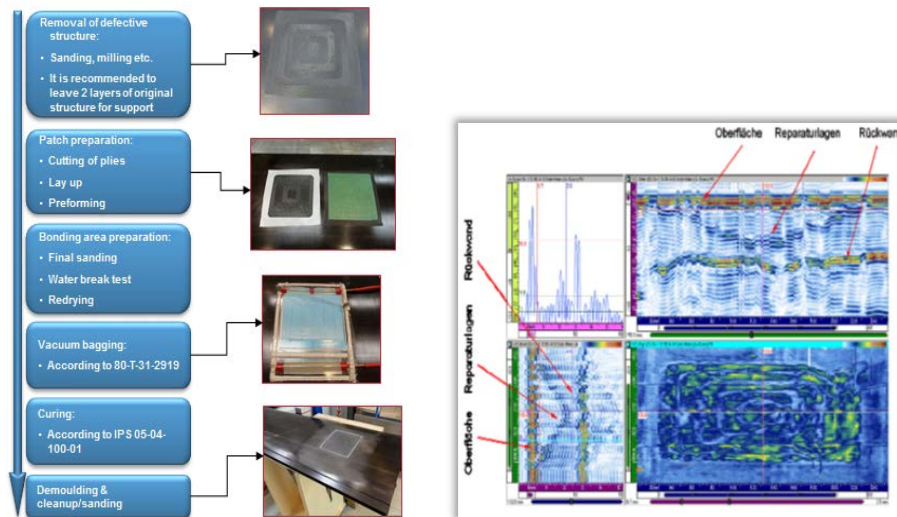


Abbildung 2-41: CMF Rework-Prozess und NDT Ergebnisse

Untersuchungen mit NDT-Verfahren bestätigten die sehr gute Qualität der Nacharbeit. Die bisher produzierten Demonstratoren sowohl großskalig als auch im kleineren Maßstab waren jedoch fehlerfrei, sodass keine prozessbedingten Nacharbeiten erforderlich waren.

Vorhandene Reparaturlösungen bei Schäden im Einsatz wurden ebenfalls untersucht. Auch wenn das neue, robuste Design auf eine Vermeidung von Reparaturen abzielt und die hohe Robustheit demonstriert wurde, gibt es für die CMF entsprechende Verfahren für kurzfristige, mittelfristige und Langfristige Reparaturen.

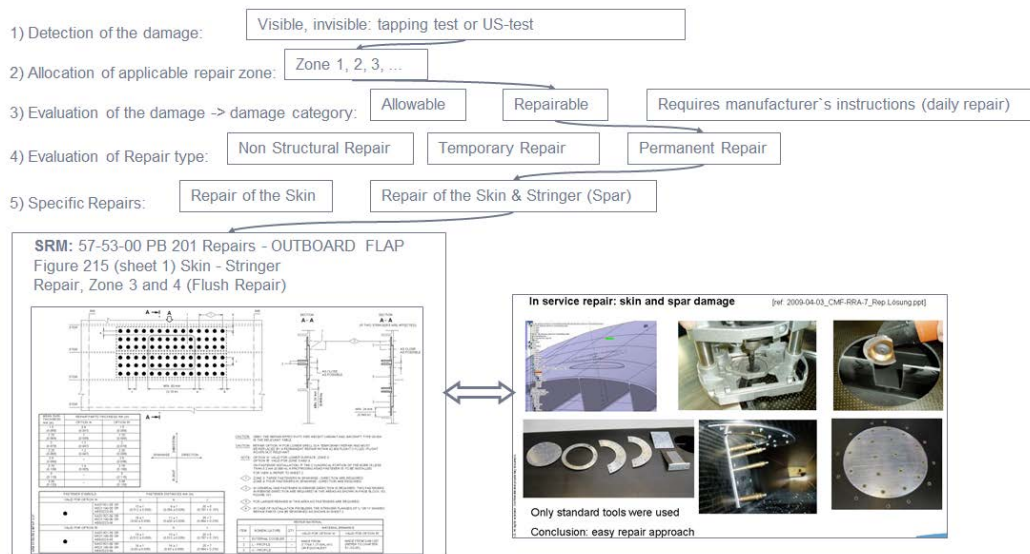


Abbildung 2-42: Reparaturprozessschema

Diese Verfahren wurden in enger Zusammenarbeit zwischen Manufacturing Engineering und dem Stressbereich entwickelt. Die Lösungen sind vergleichbar mit den klassischen

Reparaturverfahren bei Klappen mit einem Holm-Rippen-Gerüst. Im Wesentlichen folgen die Reparaturlösungen dabei folgendem Prozessschema (siehe obige Abbildung.)

Zusammenfassung der Ergebnisse

Im Rahmen des geförderten Projekts wurde die technologische Reife der integrierten Kohlefaser-Vielholmer-Klappe (Composite Multispar Flap) im RTM Verfahren abgeschlossen, dazu wurden folgende Aktivitäten durchgeführt:

- Ziel war eine gewichts- und kostenoptimierte Klappe, wobei zunächst die Anforderungen final definiert wurden, um diese abschließend bewerten zu können.
- Überarbeitung des Designs mit Schwerpunkt auf einer optimierten und verfeinerten Auslegung des Klappenkörpers, sowie der Einbauteile. Auf Basis detaillierter FE-Modelle wurde das vorhandene Design auf mögliche Verbesserungspotenziale bei der Dimensionierung untersucht.
- Überführung der neuen Erkenntnisse aus den Versuchsprogrammen ins Design. Ein wesentlicher Aspekt hierbei war die Definition neuer Geometrieanforderungen bei den Zwickeln in den Bereichen der T-Stöße.
- Für die Anforderungen zur Robustheit wurde auf Basis der letzten Vogelschlagversuche das der Simulation zugrundeliegende Modell validiert, um für die Simulationen mit dem verstärkten Design aussagekräftige Ergebnisse zu ermöglichen.
- Zur Sicherung der konstant guten Fertigungsqualität wurden zwei Körper mit den erhöhten Anforderungen des aktuellen Klappendesigns gefertigt. Hierbei wurde der aktuelle Lagenaufbau mit den eingebrachten Rampen und Dicken erfolgreich umgesetzt.
- Neben der Verifikation des Herstellungsprozesses werden (neue) Verfahren zum „Rework“, also der Nacharbeit im Herstellungsprozess, sowie zur Reparatur untersucht und verbessert
- Technische Berichte / Dokumentation im Berichtszeitraum sind nicht entstanden

Bemerkungen:

- Die CFK-Vielholmer-Klappe erreichte einen hohen Reifegrad und Möglichkeiten zu Kosten- und Gewichtsreduzierung wurden entwickelt und untersucht.
- Die Robustheit der Klappe gegen Vogelschläge mittlerer Vogelgröße wurde auf Basis detaillierter Simulationen und Tests verifiziert. Untersuchungen zu Vogelschlägen in den Bereichen der Klappenendkanten, sowie des Midspan Rollers müssen an einem 4-Holm Demonstrator zum Nachweis der Festigkeiten in diesen Bereichen erfolgen.
- Die Herstellung der Prototypen im neuen 4-Holm Design demonstrierte die Prozesssicherheit und lieferte auch mit den neuen Herausforderungen beim Lagenaufbau sehr gute Ergebnisse in Bezug auf Deformation. Die Verformung des

produzierten Klappenkörpers konnte auf etwa ± 1 mm reduziert werden und die Qualitätsuntersuchen blieben erwartungsgemäß ohne Befund.

- Im Bereich der Nacharbeit wurde eine Lösung entwickelt, die auf Basis des Modified Vacuum Infusion Verfahrens ohne Autoclaven durchgeführt werden kann. Für diese Nacharbeitslösung wurden erste Versuche durchgeführt und NDT Untersuchungen brachten sehr gute Ergebnisse.
- Das Technologie Reife Level 6 konnte am 26.06.2013 erfolgreich erreicht werden. Mit diesem Level wird nachgewiesen, dass das Design eine hohe Reife erreicht hat und das Produkt mit dem vorliegenden Design herstellbar ist um so einen positiven Ausblick für eine Verwendbarkeit zu ermöglichen.
- Vogelschlagtests und Simulation des optimierten Designs um die Robustheit im Bereich der Endrippen und des Mid Span Rollers zu validieren.
- Nacharbeitsversuche ohne verbleibende Lagen der Haut.
- Untersuchungen zur Verfügbarkeit von breiteren Gewebelagen zur Reduktion von Stoßnähten oder Gewebeüberlappungen.

2.3 TP3 ATLAS – Technische Ergebnisse

Das Teilprojekt **TP3 ATLAS** wurde maßgeblich durch FuT-Aktivitäten der Airbus Operations GmbH (Flugphysik an den Standorten Hamburg und Bremen) in Zusammenarbeit mit dem Verbundpartner DLR (Institut für Aeroelastik am Standort Göttingen) und in Kooperation mit der RWTH Aachen (ITAM) im Rahmen des SFB401 Transferprojektes ASDMAD und Ökoeffizientes Fliegen-LuFo-Projekt LARC umgesetzt. Weiterhin wurde auch das Instrument des Unterauftrages seitens Airbus Operations GmbH und seitens des DLRs genutzt, um verschiedene Großforschungseinrichtungen, Universitäten und KMUs in die industrielle Forschungs- und Entwicklungsarbeit einzubinden und damit deren Expertise zu nutzen und weiter zu entwickeln. Die folgende Abbildung stellt die Organisation des TP ATLAS in dem Airbus Vorhaben ProWinGS dar. Insgesamt war das Teilprojekt in 4 Arbeitspaketen unterteilt. Es ist deutlich zu erkennen, dass die wesentlichen Disziplinen des Lastenprozesses (struktur-dynamischen, aerodynamischen und systemdynamischen) erst mono-disziplinär untersucht werden, um dann im AP3400 im Rahmen der Validierung des Prozesses am Gesamtflugzeug betrachtet zu werden. Die beitragenden Institute des Verbundpartners DLR und die zugehörigen, Unterauftragnehmer sind ebenfalls aufgelistet.

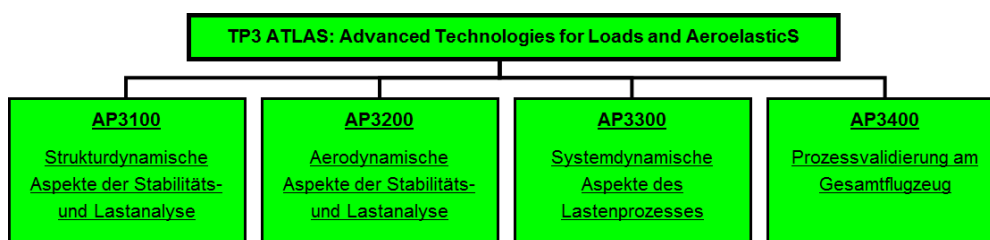


Abbildung 2-43: Arbeitspaketstruktur von ATLAS im LuFoIV-4-Vorhaben ProWinGS

Die wesentlichen Unterauftragnehmer sind in der folgenden Tabelle aufgelistet.

Tabelle 2-2: Liste der wesentlichen Unterauftragnehmer im Projekt Atlas.

TP	Unterauftragnehmer	Beitrag der Unterauftragnehmer
AP3100	IBK, DLR, TU Braunschweig	Erweiterte Auswertung des Research-GVT <ul style="list-style-type: none"> Identifikation von Eigenmoden und -frequenzen von bis zu 40 Hz Lastfallauswahl für die strukturdynamische Nachweisführung: <ul style="list-style-type: none"> Simulationsmodell für operationelle Lasten (Konzept, Prototyp und Validation) Grundlegende Verfahren zur Analyse und Auswahl von kritischen lokalen Komponentenlastfällen für die strukturmechanische Auslegung und Nachweisführung
AP3200	DLR, IBK, Uni Stuttgart	Verbesserte Verfahren der numerischen Lastanalyse: <ul style="list-style-type: none"> Konzept für den Einsatz von VS-Aero für Lastenanalysen, Vorbereitung und Durchführung der VS-Aero Berechnung, VS-Aero Analysen; 3D-Panelverfahren VS-Aero mit volumetrischen Komponenten, Böenlastenanalysen, Validierte Böenlastendaten für 100 Lastenfälle für

		<p>eine Gesamtflugzeugkonfiguration</p> <p>Effiziente Modelle für die HTP-Buffering-Lastenanalyse :</p> <ul style="list-style-type: none"> Hybride Buffering Analysen, hybrides (dynamisches) Buffering-Lasten-Berechnungsverfahren
AP3300	DLR, TU Hamburg- Harburg, IBK	<p>Integrierte Lastüberwachung und -kontrolle und multidisziplinäre Optimierung</p> <ul style="list-style-type: none"> Anwendung eines NN-basierter Lastenschätzers und insbesondere eines weiterentwickelten Lastenschätzers auf eine andere Flugzeugkonfiguration zur Demonstration der Übertragbarkeit; simulationsbasierte Demonstration des Entwurfs im Rahmen eines Miniloops
AP3400	FBZ, IBK	<p>Integrierte Identifikation von Lasten und Aerodynamik für das Gesamtflugzeug</p> <ul style="list-style-type: none"> Erste Statistiken basierend auf ~10000 Flügen aus einer Flugzeugfamilie, Konzepte zur Berechnung der Böengeschwindigkeit aus dem Böenlastfaktor, Vergleiche (Methoden, Flugzeugfamilien) <p>Validierung an einer vollständigen Airbus A319 Center Section:</p> <ul style="list-style-type: none"> Durchführung von Komponentenlastenversuchen an einer Airbus A319 Center Section und deren Analyse, Versuchskampagne einschließlich einer detaillierten Analyse

AP3100 Strukturdynamische Aspekte der Stabilitäts- und Lastanalyse

Im Hinblick auf verbesserte Methoden zur Durchführung eines Standschwingversuches konnten aus den vorhandenen Standschwingungsversuchsdaten der A319 Center-Section Eigenmoden und –frequenzen bis zu 40Hz entsprechend dem kritischen Frequenzbereich bei zukünftigen Triebwerksintegrationen und neuen Flugzeugkonfigurationen wie Beluga XL/Super Beluga identifiziert werden (**Meilenstein TP3-M01**).

Die MEViTA-Simulationsumgebung, in welcher alle relevanten Effekte aus der Test-Kampagne analysiert werden können, wurde entwickelt, getestet und bereitgestellt.

Durch die lokale und differenzierte Anwendung von Dämpfungsidentifikationsmethoden auf den Datensatz des A319 Center Section Barrel Tests konnte das Strukturverhalten, insbesondere die auftretende Nichtlinearitäten, im FE-Modell bzw. in der MEViTA Simulationsumgebung besser modelliert und verstanden werden (**Meilenstein TP3-M02**).

Im Bereich der Oberschale konnte ein viskoses Dämpfungsverhalten identifiziert und dementsprechend modelliert werden. Im Bereich des ‚starrten‘ Flügelmittelkastens ist das Dämpfungsverhalten der Struktur im höheren Frequenzbereich (> 20 Hz) nicht-viskos. Hierbei wird unter der Annahme kleiner Nichtlinearitäten im System die Modellierung einer frequenzabhängigen Dämpfungsmatrix vorgeschlagen, die u.a. aus der präsentierten Systemidentifikationsmethode numerisch ermittelt werden kann. Analysen von komplexen Dämpfungsidentifikationsmethoden sowie ihre programmtechnische Umsetzung werden nachfolgend sowie im AP3400 genauer beschrieben.

Das Modell, das mit der MEViTA-Simulationsumgebung erstellt wurde und in welchem alle relevanten Effekte aus der Test-Kampagne analysiert werden können, wurde bereitgestellt.

Des Weiteren wurde für die experimentelle Identifikation modaler Parameter die PolyMAX-Methode implementiert. Diese Methode gilt als eine sehr robuste Anwendung für die Abschätzung der modalen Parameter aus den gemessenen Daten im Frequenzbereich.

Technische Ergebnisse

In diesem TAP wird eine Methode für die Systemidentifikation zur Fehleranalyse sowie die Verbesserung des theoretischen Modells vorgestellt.

Hintergrund

Dämpfungseffekte sind für strukturdynamische Analysen und Bewertungen von enormer Bedeutung. Dämpfung ist ein Prozess, bei dem Energie dissipiert wird. Die meisten dynamischen Vorgänge, die für die Dämpfung verantwortlich sind, sind nichtlinear, wobei in der Praxis die Dämpfung meist mit linearen Dämpfungsmodellen - vor allem für leicht gedämpfte (engl. lightly damped) Systeme – idealisiert modelliert werden. Das für die diskreten Systeme meist verwendete lineare Dämpfungsmodell ist die viskose Annahme der Dämpfungskraft. Hierbei ist die Dämpfungskraft proportional zur momentanen Geschwindigkeit. Diese Annahme berücksichtigt weder die „Nichtviskosität“ noch die Nichtlinearität des Dämpfungsmechanismus. Das tatsächliche Dämpfungsverhalten komplexer dynamischer Strukturen kann mit Hilfe der verschiedenen Identifikationsmethoden für die Dämpfung aus den gemessenen Testdaten analysiert und dementsprechend realistischer modelliert werden.

Experimentelle Identifikation einer physikalischen, viskosen Dämpfungsmatrix

Die Identifikation einer physikalischen, viskosen Dämpfungsmatrix mittels experimentell ermittelter modaler Parameter kann durch folgende Methoden erreicht werden:

- Rayleighs proportionale Dämpfungsmethode
- Inverse-Modal-Transformations-Methode
- Cross-Damping-Ansatz (Erweiterung der Inversen-Modal-Transformations-Methode mit Nicht-Diagonal-Elementen in der modalen Dämpfungsmatrix)

1. Rayleighs proportionale Dämpfungsmethode

Bei der Identifikation einer physikalischen, viskosen Dämpfungsmatrix aus den experimentell ermittelten modalen Parametern wird häufig Rayleighs proportionale Dämpfungsmethode angewendet. Hierbei benötigt man nur die Eigenfrequenzen ω_j und modalen Dämpfungskonstanten ζ_j aus dem Test. Die Konstanten α_1 und α_2 aus der Gleichung

$$\zeta_j = \frac{1}{2} \left(\frac{\alpha_1}{\omega_j} + \alpha_2 \omega_j \right) \quad j = 1, 2, \dots, m$$

m: Anzahl der identifizierten Moden aus dem Test

können mit Hilfe des nichtlinearen Least-Squares-Ansatzes bestimmt werden. Die physikalische Dämpfungsmatrix lässt sich dann wie folgt beschreiben:

$$C = \alpha_0 M + \alpha_1 K$$

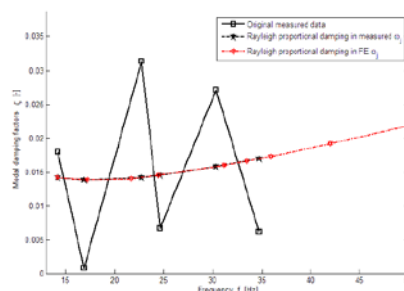


Abbildung 2-44: Einfluss der gedämpften Aktuatoren auf die Modalanalyse: Modale Dämpfungskoeffizienten in Abhängigkeit von Eigenfrequenzen

2. Inverse-Modal-Transformations-Methode

Eine weitere Methode für die Identifikation einer viskosen Dämpfungsmatrix ist die sogenannte Inverse-Modal-Transformations-Methode. Hierbei werden die Eigenfrequenzen ω_j , die modalen Dämpfungskonstanten ζ_j sowie die Eigenmoden Φ_j vom Test benötigt.

Die modale Dämpfungsmatrix lautet:

$$C_g = \Phi^T C \Phi = 2\zeta\Omega \in R^{N \times N}$$

Die Anzahl der identifizierten Moden vom Test m ist in der Regel kleiner als die Dimension N des analytischen Modells ($m < N$). Die Modalmatrix ist dementsprechend nicht mehr quadratisch $\Phi \in R^{N \times m}$ und $C_g \in R^{m \times m}$. Die physikalische Dämpfungsmatrix lässt sich dann in diesem Fall mit Hilfe einer pseudoinversen Transformation wie folgt bestimmen:

$$C = [(\Phi^T \Phi)^{-1} \Phi^T]^T 2\zeta\Omega [(\Phi^T \Phi)^{-1} \Phi^T] \in R^{N \times N}$$

Diese Methode setzt allerdings eine hohe Anzahl von identifizierten modalen Parametern aus dem Test voraus.

3. Cross-Damping-Ansatz

Der Cross-Damping-Ansatz ist eine erweiterte Form der Inversen-Modal-Transformations-Methode. Bei der Inversen-Modal-Transformations-Methode wird die Kopplung zwischen den Eigenschwingungen infolge der Dämpfung vernachlässigt. Jede Eigenschwingung wird durch eine modale Dämpfungskraft gedämpft, die proportional zur modalen Geschwindigkeit ist. Bei dem Cross-Damping-Ansatz wird dagegen die Kopplung zwischen Eigenformen berücksichtigt und die modale Dämpfungsmatrix ist nicht mehr diagonal. Die nötigen Inputs für die Identifikation der physikalischen Dämpfungsmatrix sind wiederum die experimentell ermittelten modalen Parameter. Der Algorithmus kann wie folgt beschrieben werden.

- 1) Identifiziere m komplexe Eigenmoden aus dem Test

$$\hat{Z} = [\hat{Z}_1, \hat{Z}_2, \dots, \hat{Z}_m] \in C^{N \times m}$$

- 2) Schätze die ‚ungedämpften‘ Eigenfrequenzen ab: $\hat{\omega}_j = Re(\bar{\lambda}_j)$, $j = 1, 2, \dots, m$, wobei $\bar{\lambda}_j$ die j te komplexe Eigenfrequenz ist, mit

$$\bar{\lambda}_j \approx \pm \hat{\omega}_j + iC'_{jj}/2$$

mit $\bar{\lambda}_j = -is_j$, wobei s_j der aus dem Test identifizierte komplexe Eigenwert ist.

- 3) Definiere die Matrizen $W = \hat{U}^T \hat{U}$, $D = \hat{U}^T \hat{V}$ und $B = W^{-1}D$ mit

$$\hat{U} = Re[\hat{Z}], \hat{V} = Im[\hat{Z}]$$

- 4) Berechne die Elemente der modalen Dämpfungsmatrix, mit

$$C'_{kj} = \frac{(\hat{\omega}_j^2 - \hat{\omega}_k^2) \beta_{kj}}{\hat{\omega}_j} \text{ für } k \neq j \text{ und } C'_{jj} = 2\text{Re}(\hat{\lambda}_j)$$

5) Berechne anschließend die physikalische Dämpfungsmatrix C durch die folgende Transformation:

$$C = [(\hat{U}^T \hat{U})^{-1} \hat{U}^T]^T C' [(\hat{U}^T \hat{U})^{-1} \hat{U}^T]$$

Diese Methode setzt allerdings wiederum aufgrund der pseudoinversen Transformation eine hohe Anzahl von identifizierten modalen Parametern aus dem Test voraus.

Analyseverfahren und Ergebnisse

Nach der Validierung der Massen- und Steifigkeitsmatrix des numerischen FE-Modells und der Identifizierung der modalen Parameter aus dem GV konnte die transiente Simulation mit einer viskosen Dämpfungsmatrix durchgeführt werden.

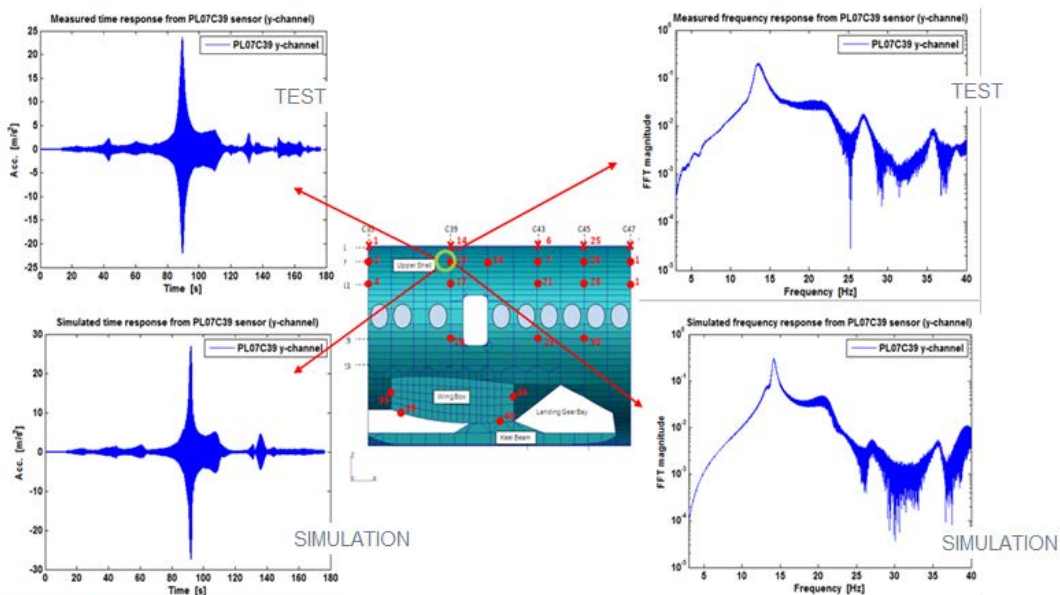


Abbildung 2-45: Vergleich von gemessenen und simulierten Antworten im Zeit- und Frequenzbereich in der Oberschale (One direction base excitation (y-axis), sensor output: PL7C39 y-channel)

Bei der Simulation wurde eine viskose Dämpfungsmatrix verwendet, die nach Rayleighs proportionaler Dämpfungsmethode identifiziert wurde. Hierbei erkennt man eine sehr hohe Korrelation zwischen den gemessenen und den simulierten Antworten sowohl im Zeit- als auch im Frequenzbereich in der Oberschale.

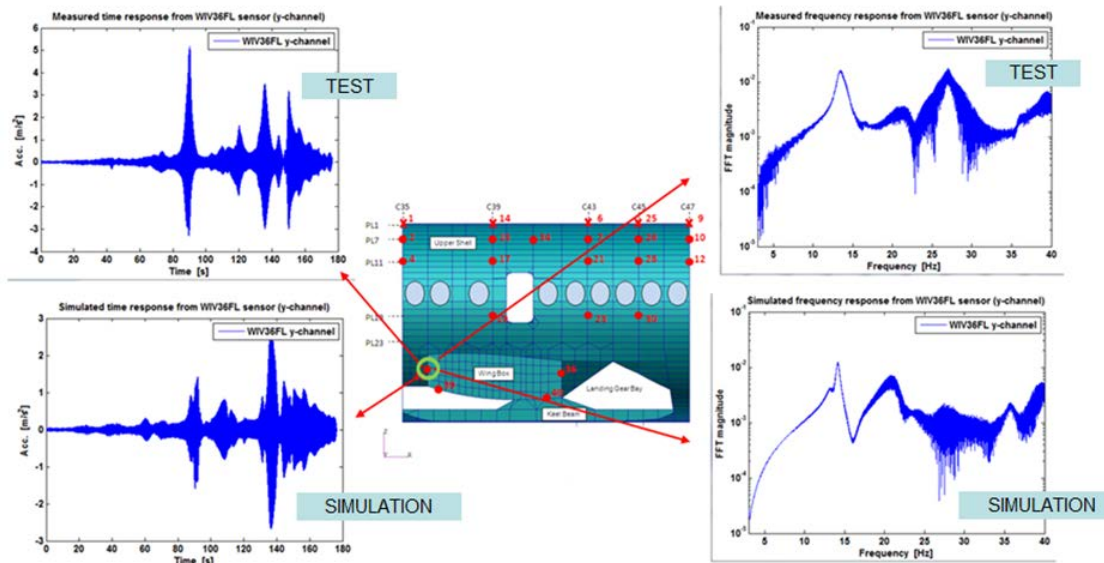


Abbildung 2-46: Vergleich von gemessenen und simulierten Antworten im Zeit- und Frequenzbereich im Flügelmittelkastenbereich (One direction base excitation (y-axis), sensor output: WIV36FL y-channel)

In der obigen Abbildung sind die Simulations- und Testergebnisse im Flügelmittelkastenbereich (*engl. wing box area*) dargestellt. Hierbei ist zu erkennen, dass dagegen eine nicht zu vernachlässigende Abweichung im höheren Frequenzbereich > 20 Hz auftritt. Entsprechend den Test- bzw. Simulationsergebnissen lässt sich das dynamische Verhalten im vergleichsweise sehr starren Flügelmittelkastenbereich mit einer viskosen Annahme der Dämpfung nicht genau beschreiben. Als Schlussfolgerung wird zusammengefasst, dass in unterschiedlichen Bereichen des Rumpfsegments unterschiedliche Dämpfungseffekte (z.T. nichtlineare) auftreten, die sich vor allem im höheren Frequenzbereich bemerkbar machen.

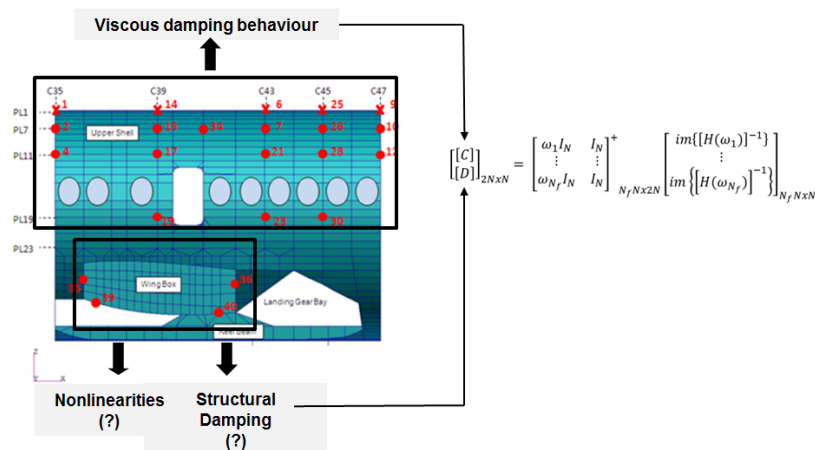


Abbildung 2-47: Schematische Darstellung der verschiedenen Dämpfungsmechanismen am A319-Rumpfsegment

Die Art sowie die Quantität des Dämpfungsmechanismus unter anderem im Bereich des Flügelmittelkastens soll nun mit Hilfe einer speziellen Identifikationsmethode analysiert werden, die als Input die gemessenen Strukturanregungen (Kräfte, hier die Tischbeschleunigungen) bzw. Strukturantworten (z. B. Beschleunigungen) benötigen.

Systemidentifikation: Identifikation der FRF-Matrix aus den gemessenen Input/Output-Daten im Frequenzbereich

Reale mechanische Strukturen sind komplexe dynamische Systeme. Sind bei einem dynamischen System die strukturellen linearen Parameter (hier: Massen-, Steifigkeits- und viskose Dämpfungsmatrix) ausreichend bekannt, können das nichtlineare Verhalten sowie die etwaigen vorhandenen Modellierungsfehler im linearen System mit Hilfe der Systemidentifikationsmethoden bestimmt werden. Diese Methoden basieren auf mathematischen Modellen, die physikalisch interpretiert werden müssen.

Die hier vorgeschlagene Methode wird mit Hilfe einer gewichteten Least-Squares-Approximation umgesetzt.

Die theoretische Bewegungsgleichung eines viskos gedämpften, linearen Modells ist definiert durch:

$$M\ddot{q}(t) + C\dot{q}(t) + Kq(t) = f(t)$$

und im Frequenzbereich:

$$Z(i\omega)X(i\omega) = F(i\omega)$$

Hierbei ist $Z(i\omega)$ die dynamische Steifigkeitsmatrix, $X(i\omega)$ der gemessene Verschiebungsvektor und $F(i\omega)$ der gemessene Kraftvektor. Die Inverse der dynamischen Steifigkeitsmatrix $Z(i\omega)$ ist die FRF (engl. *Frequency Response Functions*)-Matrix $H(i\omega)$:

$$H(i\omega) = Z(i\omega)^{-1} = [-\omega^2 M + i\omega C + K]^{-1}$$

Nun wird das Gleichungssystem $X(i\omega) = H(i\omega)F(i\omega)$ wie folgt erweitert:

$$H(i\omega) = H_{guess}(i\omega) + \Delta H(i\omega)$$

$$\underbrace{[H_{guess}(i\omega) + \Delta H(i\omega)]}_{= H_{ident}(i\omega)} F(i\omega) = X(i\omega)$$

Hierbei stellt die $H_{guess}(i\omega)$ die FRF-Matrix mit den validierten Systemmatrizen (Massen- und Steifigkeitsmatrix) und die identifizierte viskose Dämpfungsmatrix:

$$H_{guess}(i\omega) = [-\omega^2 M_{FEM,validated} + i\omega C_{obtained,TEST} + K_{FEM,validated}]^{-1}$$

und $\Delta H(i\omega)$ die Fehlermatrix (engl. *error matrix*) im linearen System, die bestimmt werden muss.

Die Gleichung $[H_{guess}(i\omega) + \Delta H(i\omega)]F(i\omega) = X(i\omega)$ kann mittels einer gewichteten Least-Squares-Approximation mit der Gewichtungsmatrix $[W(\omega)] = \sqrt{|H_{guess}(i\omega)|}$ wie folgt gelöst werden:

$$\Delta H(i\omega_k) = -\frac{1}{\omega_k^2} \begin{bmatrix} \left([\Delta \bar{X}(i\omega_k)]_{1^{st} \text{ row}} * pinv(diag\{[W]_{1^{st} \text{ row}}\}) [F(i\omega_k)] \right) \circ [W]_{1^{st} \text{ row}} \\ \vdots \\ \left([\Delta \bar{X}(i\omega_k)]_{n^{th} \text{ row}} * pinv(diag\{[W]_{n^{th} \text{ row}}\}) [F(i\omega_k)] \right) \circ [W]_{n^{th} \text{ row}} \end{bmatrix} \in \mathbb{R}^{N \times N}$$

Die korrigierte FRF-Matrix $H_{ident}(i\omega)$ lautet dann:

$$H_{ident}(i\omega) = H_{guess}(i\omega) + \Delta H(i\omega)$$

Mit der folgenden Abbildung ist das numerische Verfahren dargestellt.

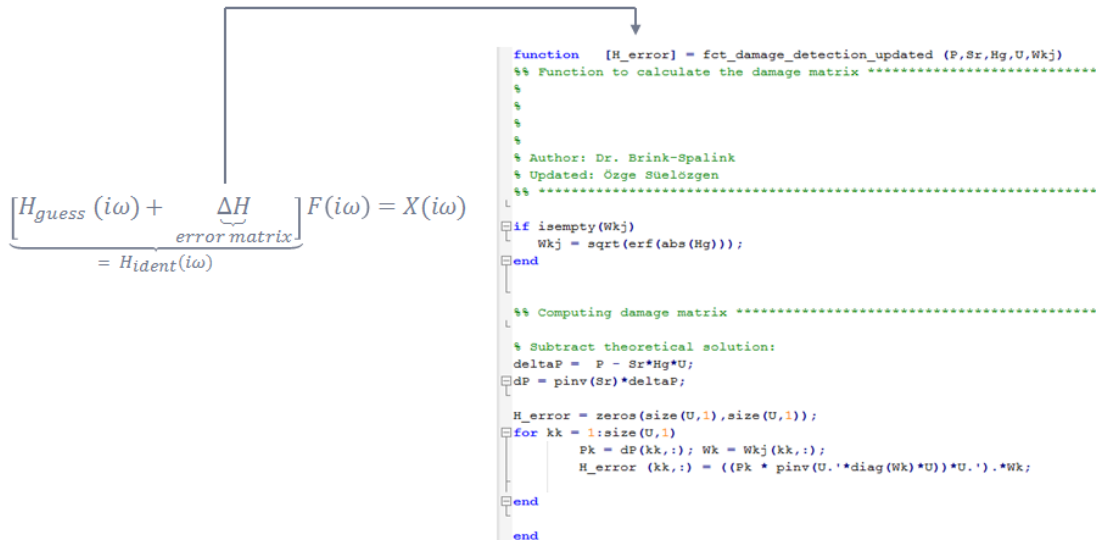


Abbildung 2-48: Einfluss der gedämpften Aktuatoren auf die Modalanalyse: Matlab-Funktion zur Berechnung der Fehlermatrix ΔH

Analyseverfahren und Ergebnisse

Mit Hilfe dieser numerischen Methode können die gemessenen Strukturantworten exakt reproduziert werden. Ferner ist man in der Lage die Fehler im analytischen Modell zu lokalisieren und zu korrigieren.

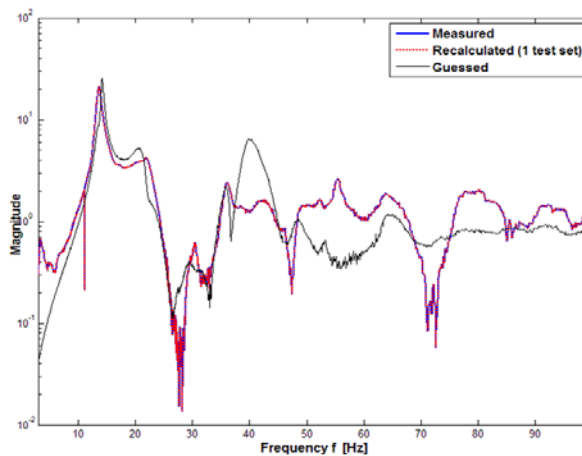


Abbildung 2-49: Vergleich der gemessenen, reproduzierten und analytischen (guessed) Antworten im y-Channel des Sensors PL07C9 in der Oberschale (Base Excitation: sine sweep lateral)

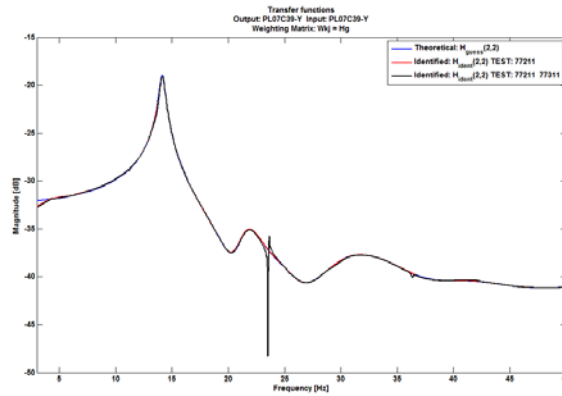


Abbildung 2-50: Identifizierte Transferfunktion $H_{2,2}(i\omega)$ mit unterschiedlicher Anzahl der Test-Sets aus dem GVT des A319-Rumpfsegments

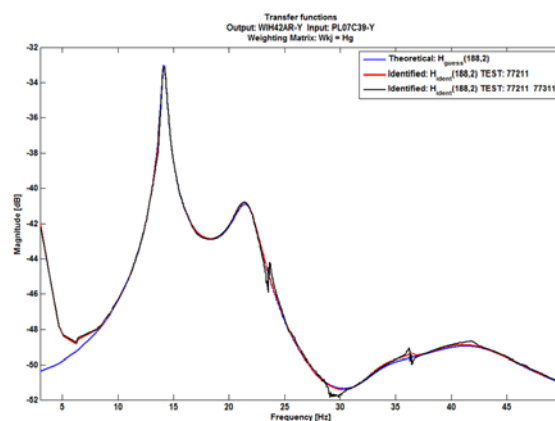


Abbildung 2-51: Identifizierte Transferfunktion $H_{2,2}(i\omega)$ mit unterschiedlicher Anzahl der Test-Sets aus dem GVT des A319-Rumpfsegments

Ergebnisse der numerischen Systemidentifikationsmethode

Die identifizierten Transferfunktionen von $H_{ident}(i\omega)H_{ident}(i\omega)$ zeigen eine hohe Korrelation mit den analytischen Transferfunktionen aus der analytischen FRF-Matrix $H_{guess}(i\omega)$ mit dem viskosen Dämpfungsansatz.

Für die direkte Identifikation von unterschiedlichen Dämpfungsparametern (strukturelle, Coulomb'sche etc.) sowie für die Untersuchung der Fehler in der analytischen Massen- und Steifigkeitsmatrix muss die FRF-Matrix invertiert werden, wodurch man die dynamische Steifigkeitsmatrix (DSM) erhält: $Z(i\omega) = H_{ident}(i\omega)^{-1}$. Die identifizierte FRF matrix $H_{ident}(i\omega)$ ist jedoch nicht symmetrisch und mit Rauschen behaftet und verhält sich daher sehr sensitiv bei der Invertierung. Aus den oben genannten Gründen, sollte eine Zwangsbedingung für die Symmetrieerhaltung der identifizierten FRF-Matrix definiert und in die Identifikationsgleichung implementiert werden, um eine plausible physikalische Interpretation der korrigierten FRF-Matrix zu gewährleisten. Wenn die dynamische

Steifigkeitsmatrix (DSM) nach den obengenannten Kriterien zur Verfügung steht - sie muss symmetrisch sein – kann man die physikalische(n) Dämpfungsmatrix(zen) direkt aus dem Imaginärteil der DSM herleiten:

$$\text{imag}\{[Z(\omega)]\} = \text{imag}\{[H(\omega)]^{-1}\} = \text{imag}\{-\omega^2[M] + i\omega[C] + i[D] + [K]\} = \omega[C] + [D]$$

Die viskose sowie die strukturelle Dämpfungsmatrix kann mit Hilfe eines Pseudo-Inversen-Ansatzes aus der obigen Gleichung wie folgt ermittelt werden:

$$\begin{bmatrix} [C] \\ [D] \end{bmatrix}_{2N \times N} = \begin{bmatrix} \omega_1 I_N & I_N \\ \vdots & \vdots \\ \omega_{N_f} I_N & I_N \end{bmatrix}_{N_f N \times 2N}^+ \begin{bmatrix} \text{imag}\{[H(\omega_1)]^{-1}\} \\ \vdots \\ \text{imag}\{[H(\omega_{N_f})]^{-1}\} \end{bmatrix}_{N_f N \times N}$$

- “+”: Pseudo-Inverse einer Matrix,
- I_N : Einheitsmatrix,
- N : Anzahl der Freiheitsgrade
- N_f : Dimension des Frequenzvektors

MEViTA – Virtual simulation and modal parameter estimation tool

MEViTA ist ein Matlab-basiertes Tool, das Lösungen für strukturdynamische Analysen und Simulationen bietet. In erster Linie ermöglicht das Tool experimentelle (aus gemessenen Daten) sowie analytische Modalanalysen im Zeit- und Frequenzbereich durchzuführen. Die implementierten Methoden hierfür sind ISSPA [13] und PolyMAX¹.

```

%% ===== PolyMAX =====
% Implementation of PolyMAX: A Modal Parameter Estimation Method
% (MEViTA+)
%
% Literature:
% (1)
% Patrick Guillaume, Peter Verboven, Steve Vanlanduit,
% Herman Van der Auweraer and Bart Peeters: A POLY-REFERENCE IMPLEMENTATION
% OF THE LEAST-SQUARES COMPLEX FREQUENCY-DOMAIN ESTIMATOR
%
% Vrije Universiteit Brussel (VUB), Acoustics & Vibration Research Group (AVR)
% Department of Mechanical Engineering
% Pleinlaan 2, B-1050 Brussel, BELGIUM
%
% (2)
% Bart Peeters, Patrick Guillaume, Herman Van der Auweraer,
% Bart Cauberghe, Peter Verboven and Jan Leuridan:
% Automotive and aerospace applications of the PolyMAX modal parameter
% estimation method
%
% LMS International, Interleuvenlaan 68, B-3001 Leuven, BELGIUM
% E-mail: bart.peeters@lms.be
%
%
%% AUTHOR: Özge Şuelözgen, IBK Technology, Hamburg, GERMANY
% Date : 18.MAR.2015
%%
%% ===== POLE RESIDUAL MODEL =====
n = 1; % Number of extracted stabil poles
lambdaStab = poles(1).eigenvalue(4);
Lt_r = poles(1).Lk(:,4)'; % Row vector
Ltm = Lt_r; % Matrix of modal part. row vectors
Ltm_Conj = conj(Lt_r); % Matrix of compl.-conj. modal part. row vectors
% Identity matrix Ni x Ni
I_Ni = eye(Ni,Ni);
RIGHT_ls = zeros(2*(n*Ni),Ni*Nf);
LEFT_ls = zeros(Ni*Nf);
for ii = 1:nf
    SIGMA = zeros(n,n);
    SIGMA_Conj = zeros(n,n);
    for in = 1:n
        SIGMA(in,in) = 1/(1i*omega(ii) - lambdaStab(in));
        SIGMA_Conj(in,in) = 1/(1i*omega(ii) - conj(lambdaStab(in)));
    end
    X3 = -1/(omega(ii)^2)*I_Ni;
    RIGHT_ls(:, (ii-1)*Ni+1: ii*Ni) = [SIGMA*Ltm; SIGMA_Conj*Ltm_Conj; X3; I_Ni];
    LEFT_ls(:, (ii-1)*Ni+1: ii*Ni) = H(:,ii);
end
%% Estimating of Mode Shapes and Residue Matrices LR and UR
RESULT = LEFT_ls*pinv(RIGHT_ls);
mshapes = RESULT(:,1:n);

```

Abbildung 2-52: Auszug aus dem PolyMAX-Skript im MEViTA

Die graphische Benutzeroberfläche von MEViTA besteht aus fünf Untermenüs. Diese sind:

- Job File
- Model Preparation
- Excitation
- Simulation
- Data Analysis

¹ PolyMAX: Polymax is a Least Squares Complex Frequency-Domain (LSCF) estimation method for experimental modal analysis

Die einzelnen Funktionen sowie Erläuterungen sind in den folgenden Abbildungen (in englischer Sprache) beschrieben.

- MEViTA-Toolbox is divided into 5 submenus:

1. Submenu: Job file

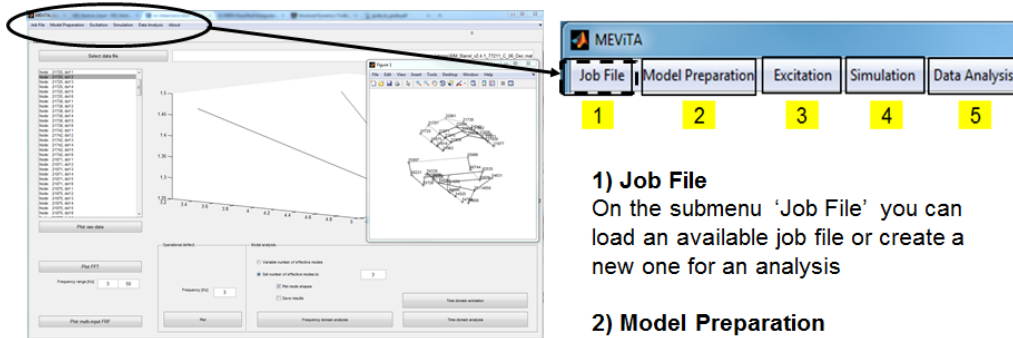


Figure 6. MEViTA-GUI

1) Job File

On the submenu 'Job File' you can load an available job file or create a new one for an analysis

2) Model Preparation

3) Excitation

4) Simulation

5) Data Analysis

Abbildung 2-53: MEViTA-GUI-Untermenü: Job File

2. Submenu: Model Preparation

INPUTS

- On the submenu 'Model Preparation' you can load an available model by selecting its:
 - geometry data (*model grid*) and system matrices (mass, stiffness and damping matrices)

OUTPUTS

- Damping ratios ζ_i
- Natural frequencies f_i
- Mode shapes $\{\Phi_i\}$
- Visualization of mode shapes

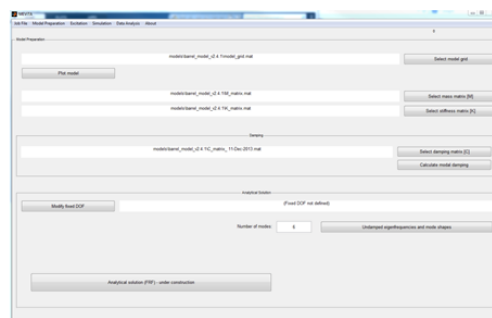
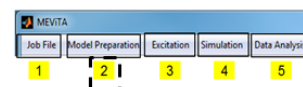


Figure 7. MEViTA-GUI: Model Preparation

Abbildung 2-54: MEViTA-GUI-Untermenü: Model Preparation

3. Submenu: Excitation

- On the submenu 'Excitation' you can define analytical base excitations and/or forces by means of:
 - Exponential sine sweep
 - Morlet impulse

or load measured base excitation data (*base accelerations*)

- Furthermore, you have the options to plot and/or save these data for the transient numerical simulation in time domain

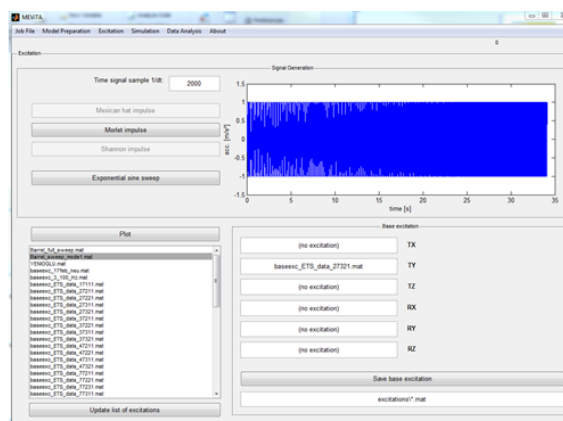
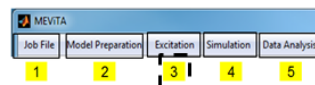


Figure 8. MEViTA-GUI: Excitation

Abbildung 2-55: MEVITA-GUI-Untermenü: Excitation

4. Submenu: Simulation

- On the submenu 'Simulation', MEVITA provides by means of a sub-program (transient_simulation.mdl) a numerical simulation of tests in time domain after selecting desired modal mass, modal stiffness, modal viscous and/or structural damping and modal matrix $[\Phi]$ of theoretical models
- The simulations can be performed via SIMULINK by solving an ODE¹⁾ of 2nd order by means of Runge-Kutta solutions (ode4) in modal coordinates
- The back-transformation to physical coordinates is realized by the modal matrix $[\Phi]$ during post-processing
 $\rightarrow \{x_{phy}(t)\} = [\Phi]\{q_{mod}\}$

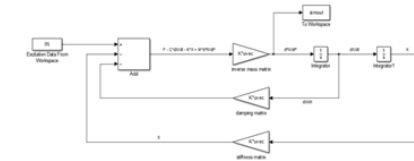
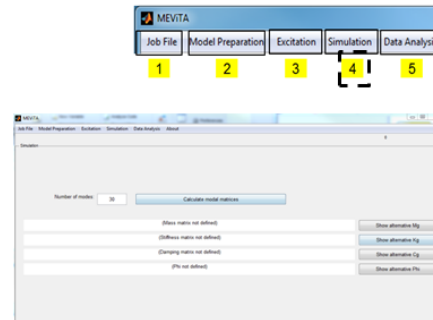


Figure 9. Simulink-GUI

¹⁾ODE: Ordinary Differential Equations

Abbildung 2-56: MEVITA-GUI-Untermenü: Simulation

5. Submenu: Data Analysis

- The submenu 'Data Analysis' is divided into four main sub-sections
1. Plotting test and simulation results in time and frequency domain
 2. Calculation and visualization of Operating Deflection Shapes (ODS) at a selected frequency
 3. Experimental Modal Analysis in frequency domain (ISSPA) :
 - Damping ratios ζ_i
 - Natural frequencies f_i
 - Mode shapes $\{\Phi_i\}$
 - Visualization of mode shapes
 4. Animation of test or simulation in time domain

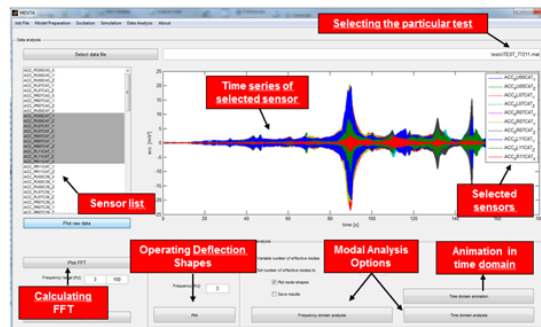
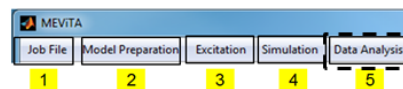


Figure 10. MEVITA-GUI: Data Analysis

Abbildung 2-57: MEVITA-GUI-Untermenü: Data Analysis

Desweiteren können mehrere Dämpfungsmodelle in MEVITA implementiert und u.a. für die Simulation benutzt werden.

- **Inbuilt function in MEViTA+ for calculating viscous and structural damping matrices from analytically obtained or measured Dynamic Stiffness Matrix Z**

Theory

- When the DSM has been calculated by inverting of the measured/identified frequency response function matrix H, it is possible to obtain the damping matrix/matrices from the imaginary part of the DSM:

$$\begin{bmatrix} [C] \\ [D] \end{bmatrix}_{2N \times N} = \begin{bmatrix} \omega_1 I_N & I_N \\ \vdots & \vdots \\ \omega_{N_f} I_N & I_N \end{bmatrix}^+_{N_f N \times 2N} \begin{bmatrix} im\{[H(\omega_1)]^{-1}\} \\ \vdots \\ im\{[H(\omega_{N_f})]^{-1}\} \end{bmatrix}_{N_f N \times N}$$

[C] - Viscous Damping Matrix
 [D] - Structural Damping Matrix

```
function [Cvisc,Cstruct] = fet_get_damping_matrix_from_DSM(Z,omega)
% Syntax:
% Function to calculate viscous and/or structural damping matrix from
% measured or theoretical full Dynamic Stiffness Matrix Z
%
% INPUT:
% Z : Dynamic Stiffness Matrix ( n x n x length(omega) )
% omega : circular frequency vector
%
% OUTPUT:
% Cvisc : Viscous damping matrix (n x n)
% Cstruct : Structural damping matrix (n x n)
%
% -----
% Author: Ozge Suelozgen
% Date : 30.MAR.2015
% -----

if nargin < 2
    error('Not enough input arguments.');
```

Abbildung 2-58: Auszug aus dem Dampingmatrix-Generations-Skript im MEViTA

Bemerkungen zur Zusammenfassung

Es wurden verschiedene Methoden zur Identifikation einer physikalischen Dämpfungsmatrix vorgestellt. Zur Identifikation wurden die experimentell ermittelten modalen Parameter verwendet. Desweiteren wurde eine neue Systemidentifikationsmethode im Frequenzbereich vorgestellt und ausführlich beschrieben. Diese benötigt die gemessenen Testdaten sowie die validierten Systemmatrizen. Mit Hilfe dieser Methode können einerseits die gemessenen Strukturantworten aus dem Test exakt reproduziert sowie die analytische FRF-Matrix korrigiert werden.

Die Identifikation einer physikalischen viskosen Dämpfungsmatrix mittels experimentell ermittelter modaler Parameter kann durch folgende Methoden erreicht werden:

- Rayleighs proportionale Dämpfungsmethode
- Inverse-Modal-Transformations-Methode
- Cross-Damping-Ansatz

Die Identifikation einer physikalischen Dämpfungsmatrix mittels gemessener Testdaten kann wie folgt durchgeführt werden:

- Identifikation der FRF-Matrix aus den gemessenen Testdaten im Frequenzbereich mit Hilfe eines gewichteten Least-Squares-Ansatzes und direkte Herleitung der physikalischen Dämpfungsmatrix aus dem Inversen der identifizierten FRF-Matrix
- Erweiterung der Methode für die Berechnung der dynamischen Steifigkeitsmatrix
 - Korrektur der analytischen Massen- und/oder Steifigkeitsmatrix
 - Direkte Herleitung einer physikalischen Dämpfungsmatrix (viskos und/oder strukturell)

Bewertung:

- Im Bereich der Oberschale konnte ein viskoses Dämpfungsverhalten identifiziert und dementsprechend modelliert werden.

- Im Bereich des ‚starren‘ Flügelmittelkastens ist das Dämpfungsverhalten der Struktur im höheren Frequenzbereich (> 20 Hz) nicht-viskos. Hierbei wird unter der Annahme kleiner Nichtlinearitäten im System die Modellierung einer frequenzabhängigen Dämpfungsmatrix vorgeschlagen, die u.a. aus der präsentierten Systemidentifikationsmethode numerisch ermittelt werden kann.

Die folgende Abbildung fasst die identifizierten Moden zusammen.

Mode Description	Mode # (GVT)	freq _{GVT} [Hz]	Mode # (FEM)	freq _{FEM} [Hz]	error _{freq} [%]	MAC* [%]
Upper Shell Lateral	1	14.20	1	14.10	-0.68	99
Vertical Bending	2	16.91	2	17.13	1.28	97
Lateral Bending	3	22.82	3	21.54	-5.61	97
Upper Shell Pitch	4	24.68	4	24.06	-2.52	97
Upper Shell Vertical	5	30.36	5	30.09	-0.89	98
1 st Torsion	6	34.74	6	32.61	-6.12	96

*MAC values are based on the correlation results of real mode shapes

Abbildung 2-59: Ergebnisse der experimentellen und analytischen Modalanalyse

AP3200 Aerodynamische Aspekte der Stabilitäts- und Lastanalyse

Arbeitsziel

Die Arbeiten fokussieren sich auf die aerodynamischen Aspekte der Stabilitäts- und Lastanalyse. Im Mittelpunkt stehen numerische Verfahren für instationäre aerodynamische Analysen und ihre experimentelle Validierung. Simulationsmethoden werden entwickelt, die für mehr als 10000 Lastfälle auf der Basis von 3-D-Panel-Verfahren (VS-Aero-H) die Erstellung von Modellen und die Durchführung von Stabilitätsanalysen und die Lastenrechnungen mit verbesserter Genauigkeit gegenüber dem aktuellen Vorgehen erlauben. Im Fokus stehen Verfahren für große strukturelle Verformungen und für abgelöste Strömungen. Um die industrielle Relevanz der Entwicklung sicherzustellen, soll die Implementierung von Verfahren unter Kenntnis und Nutzung eines industriellen Referenzprozesses geschehen.

Des Weiteren wird das bisherige Konzept für den Einsatz von VS-Aero-H für Lastenanalysen, dass die Verwendung von aerodynamischen Modellen mit einem volumetrischen Rumpf und ansonsten flach modellierten Komponenten vorsieht, erweitert. Durch die Ausnutzung der durch den Einsatz von VS-Aero-H gegebenen erweiterten Modellierungsmöglichkeiten ist eine Verbesserung der Genauigkeit der theoretischen aerodynamischen Modelle zu erwarten.

Da für aktuelle Flugzeuge die Weiterentwicklungen gerade im Bereich der Triebwerke sowie deren Integration von großer Relevanz sind und die Modellierung hier einen großen Einfluss auf die Ergebnisse der Böensimulation aber auch Flatterrechnungen hat, soll ein Konzept mit volumetrischer Triebwerksmodellierung erstellt werden.

Die Ziele der Arbeiten sind:

- Vorschläge für verbesserte Test- und Validationsverfahren
- eine Verbesserung der Auswerteverfahren
- eine Verbesserung der Auswertegüte

Im Rahmen der weiteren Verwertung der Ergebnisse soll anhand der hier generierten Verbesserung auch eine nachhaltige Reduktion des Strukturgewichtes erzielt werden. Diese ergibt sich durch 2 Argumentationsansätze:

- Zum einen eröffnet die Nutzung von VS-AERO-H früh im Gesamtprozess (wo noch keine Korrekturen für die Aerodynamik vorliegen) ein besseres Verständnis der Rumpflasten durch Böen. Dieses bessere Verständnis wird dazu führen, dass früh im Entwurf schneller eine Entwurfskonvergenz erreicht wird, dies wird auch Vorteile hinsichtlich des Strukturgewichtes bringen
- Zum anderen wird die Anwendung auf Triebwerke und Pylon ebenfalls dazu führen, dass bessere Böen-Lasten zur Verfügung stehen, womit Konservatismen abgebaut werden können.

Auf dieser Basis kann dann ein wesentlicher Beitrag geleistet werden, um eine signifikante Strukturgewichtsreduktion bei Böenlasten zu erarbeiten. Insbesondere für zukünftige Langstreckenflugzeuge ist auf dieser Basis, ein wesentlicher Beitrag zur Gewichtsreduktionen von bis zu 0,5 t zu erwarten.

Arbeitsergebnisse

Der aus dem FTEG Projekt entstandene erste Entwurf eines VSAERO-Konzeptes wurde erweitert und verallgemeinert. Es wurden VSAERO Konzepte mit volumetrischen Komponenten einschl. Triebwerksmodell entwickelt und in ein vorhandenes aerodynamisches Gesamtflugzeugmodell integriert (**Meilenstein TP3-M03**).

Basierend auf den Ergebnissen aus FTEG TP 2400, in dem ein hybrider Ansatz für die Erstellung der Aerodynamikmodelle vorgestellt wurde, ist das Modellerstellungskonzept verallgemeinert und verbessert worden. Es wurden Erweiterungen für die Verwendung eines volumetrischen Triebwerks realisiert sowie die Auswirkungen auf die Güte des aerodynamischen Modells untersucht. Für die Verwendung eines EFCS für die Böenlastensimulationen wurde die Steuerflächen-Funktionalität für das VSAERO Hybridmodell realisiert. Diese Funktionalitäten sind an einer Transportflugzeugkonfiguration für einen Böenlasten-Produktionsloop angewendet worden.

Das Konzept bzw. die erweiterten Funktionalitäten wurden weiter verallgemeinert und verbessert und für ein weiteres VSAERO Modell für eine Transportflugzeugkonfiguration getestet und angewendet. Es konnte gezeigt werden, dass die Verwendung von VSAERO Modellen das Risiko im Hinblick auf nicht konvergierte Ergebnissen verringert, dass die aerodynamische Güte eines VSAERO Hybridmodells eine deutliche Steigerung gegenüber einem DLM Modell ermöglicht, dass eine Erweiterung mit einem volumetrischen Triebwerk weitere lokale aerodynamische Verbesserungen ermöglicht und dass eine deutlich größere Modellierungsflexibilität weitere Entwicklungen des aerodynamischen Modells ermöglicht.

Verbesserungen des aerodynamischen Modells sind zusätzlich durch eine Weiterentwicklung der Korrekturverfahren erreichbar. Hier ermöglicht die Nutzung sowohl stationärer als auch instationärer CFD Druckverteilungen, resultierend aus Starrkörper und Flexiblen Moden, die Erfassung von lokalen Effekten, die in der zurzeit verwendeten Korrekturdatenbank nicht enthalten sind.

Die unten beschriebenen Arbeiten zeigen die Verbesserung der Funktionalitäten zur Erstellung der Modelle für Böenlastensimulationen, stellen die Verbesserungen der aerodynamischen Güte eines VSAERO Modells gegenüber einem DLM Modell dar, untersuchen Möglichkeiten weiterer Verbesserungen im Bereich der Triebwerksmodellierung und demonstrieren schließlich die Anwendbarkeit eines VSAERO basierten Aerodynamikmodells für Böensimulationen.

Verbesserung des Pre-Processing für VSAERO Hybridmodelle

Ein wesentlicher Anteil der in ProWinGS durchgeführten Arbeiten war eine verbesserte, allgemeiner formulierte und damit auf unterschiedlichste Flugzeugkonfigurationen anwendbare Pre-Processing Funktionalität. Diese umfasst den gesamten Funktionsumfang, der für die Erstellung von aerodynamischen Modellen für die Simulation von Böenlasten benötigt wird. Dies beginnt mit der Erzeugung eines initialen aerodynamischen Gitters für gewählte Komponenten sowie der Berechnung der Verschneidungen dieser, inklusive der Anpassung des aerodynamischen Gitters. Die Abbildung zeigt den Stand der Implementierung der Gittererzeugung in einem industriellen Referenzprozess sowie eine Abbildung des Rumpfgitters mit den entsprechenden Verschneidungslinien der Komponenten HTP, VTP und Flügel im Parameterraum. Für die hier erstellten strukturierten Gitter des Rumpfes konnte eine blockweis x-konstant Panellierung umgesetzt werden.

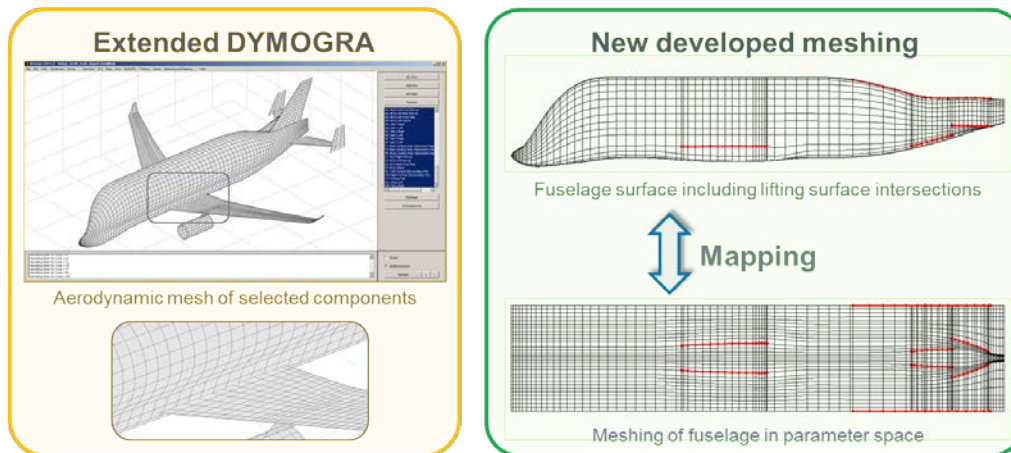


Abbildung 2-60: Erstellung eines initialen Gittermodells für gewählte Komponenten

Bei der Vernetzung der flachen Auftriebsflächen werden die Umrundungslinien der Steuerflächen mit in die Gitter integriert, sodass die Begrenzungslinien der Steuerflächen identisch mit den Panelgrenzen verlaufen. Dieses vereinfacht die Erstellung einer modalen Steuerflächenmatrix, die die geometrische Änderung der Panelkontrollpunkte resultierend aus einem Einheitssteuerflächenmode beschreibt. Aus dieser Information lässt sich einfach eine Panelstörgeschwindigkeit berechnen, die, multipliziert mit der AIC-Matrix, in einer Druckverteilung aus dem gewählten Steuerflächenmode resultiert. Die Abbildung zeigt die aus einem Querruderausschlag resultierenden inkrementellen instationären lokalen Kräfte am rechten Flügel für eine geringe und eine hohe reduzierte Frequenz für ein identisches VSAERO und DLM Modell. Für eine kleine reduzierte Frequenz ist eine nahezu perfekte Übereinstimmung zu erkennen; der Imaginärteil ist hier 4 Zehnerpotenzen kleiner und zu vernachlässigen. Für eine hohe reduzierte Frequenz ist sowohl im Realteil als auch im Imaginärteil eine gute Übereinstimmung zu erkennen, kleine Abweichungen sind lediglich in den Maximalwerten zu erkennen. Die hier generierte Steuerflächenmatrix ermöglicht die Kopplung mit einem EFCS.

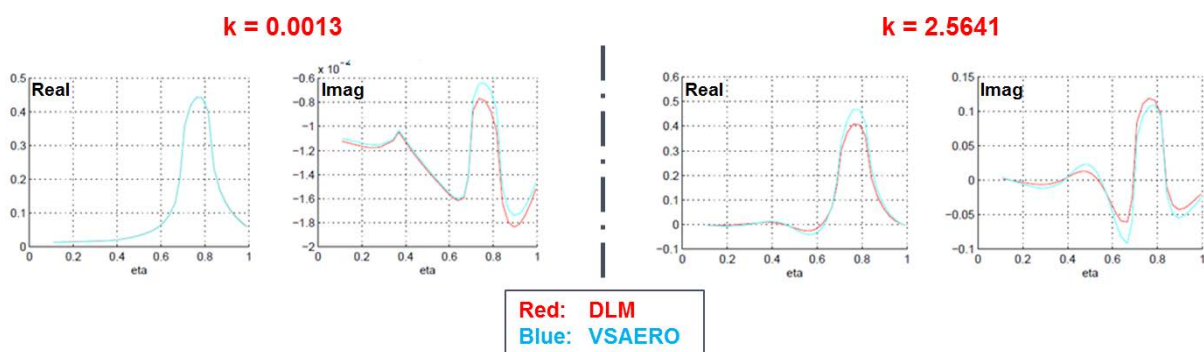


Abbildung 2-61: Auftriebsverteilung aus einem Querruderausschlag für den rechten Flügel

Zur Vervollständigung des Inputs des Aerodynamikmodells wird für auftriebserzeugende Flächen ein Nachlaufmodell benötigt. Die Erstellung dieses Modells erfolgt zurzeit vollautomatisch, ermöglicht jedoch keine Modifikation für den End-User anhand eines GUI. Änderungen des Nachlaufmodells sind zurzeit nur direkt in der ASCII-Input-Datei möglich.

Die Adaption des bereits für DLM Modelle verwendeten Korrekturverfahrens für instationäre AIC-Matrizen unter Verwendung einer aerodynamischen Datenbank für VSAERO Modelle wurde bereits in FTEG TP2400 erfolgreich demonstriert. In ProWinGS ist die adaptierte Korrekturfunktionalität in den industriellen Referenzprozess zur Erstellung von aerodynamischen Modellen für Böenlastensimulationen implementiert worden.

Die Kopplung des aerodynamischen und des strukturellen Gitters erfolgt durch eine Erweiterung (siehe folgende Abbildung) des industriellen Referenzprozesses, die die Verwendung von volumetrischen Komponenten ermöglicht. Hierfür wurde für volumetrische Komponenten die thin plate spline Funktionalität adaptiert. Zusätzlich zu einer vollautomatischen Routine zur Identifikation und Erstellung der Kopplungsmatrix ermöglicht ein adaptiertes GUI die nachträgliche Adaption einzelner Freiheitsgrade.

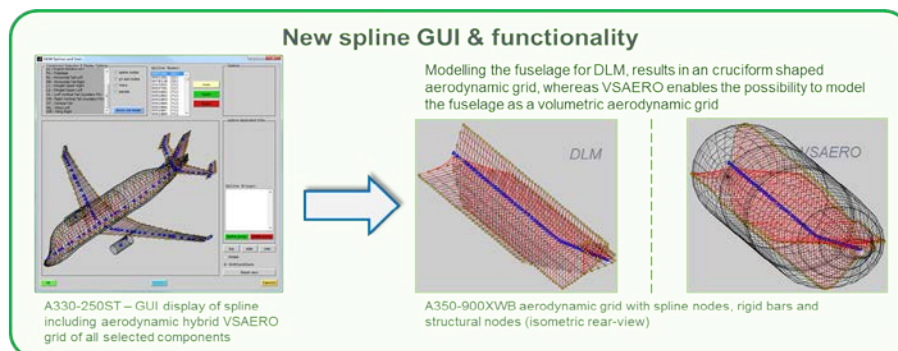


Abbildung 2-62: Erweitertes Spline GUI mit adaptierter Funktionalität für volumetrische Rumpfe

Bei der Verbesserung des Pre-Processing für VSAERO Hybridmodelle stand die Verallgemeinerung und Verbesserung der benötigten Funktionalitäten im Vordergrund. Zur Sicherstellung der industriellen Relevanz wurde damit begonnen, diese Erweiterungen in einen industriellen Referenzprozess zu implementieren. Dieses sollte sowohl die Anwendbarkeit vereinfachen als auch die Erreichbarkeit der Funktionalität gegenüber den potentiellen Endnutzern deutlich erhöhen. Für diesen Referenzprozess wurde auch ein Interface entwickelt, dass die Steuerung von VSAERO Berechnungen, den Import der aerodynamischen Ergebnisse, sowie den Export des aerodynamischen Böenlastenmodells ermöglicht. Somit konnte die Implementierung von VSAERO in den Böenlastenprozess signifikant weiterentwickelt werden, was die Nutzung des Verfahrens für eine große Anzahl von Lastfällen ermöglicht.

Verbesserung der aerodynamischen Güte im Vergleich zu DLM

Um die Qualität der instationären aerodynamischen Ergebnisse zu bewerten, wurde eine Gitterkonvergenzstudie für VSAERO und DLM Modelle für einen einfachen Rechteckflügel mit einer Streckung von zwanzig durchgeführt. Um 3D-Effekte der Strömung in den Ergebnissen zu minimieren und so eine Vergleichbarkeit mit der Theodorsen Theorie zu ermöglichen, sind die Ergebnisse der Tragflügel-Mittellinie dargestellt. Um Kompressibilitätseffekt auszuschließen, wurde eine Machzahl von Null verwendet. Testrechnungen wurden für reduzierte Frequenzen bis 6 durchgeführt. Die folgende Abbildung zeigt die Ergebnisse für zwei unterschiedliche Gitterauflösungen. Die beiden linken Plots zeigen die Phase und die Amplitude für ein grobes Gitter mit 5 Panels in

Spannweiten und Tiefenrichtung. Deutlich ist zu erkennen, dass bei einer reduzierten Frequenz größer als 2 die DLM Ergebnisse stark von den Theodorsen Ergebnissen abweichen, währenddessen die Ergebnisse des VSAERO Modells weiterhin eine gute Übereinstimmung zeigen. Die beiden rechten Plots zeigen die Ergebnisse bei einer erhöhten Gitterauflösung von 21 Panels in Spannweitenrichtung und 20 Panels in Tiefenrichtung. Für den gewählten Bereich der reduzierten Frequenzen zeigen hier alle drei Verfahren eine gute Übereinstimmung. Durch die Verwendung von VSAERO Aerodynamikmodellen wird jedoch das Risiko von nicht konvergierten Ergebnissen deutlich verkleinert.

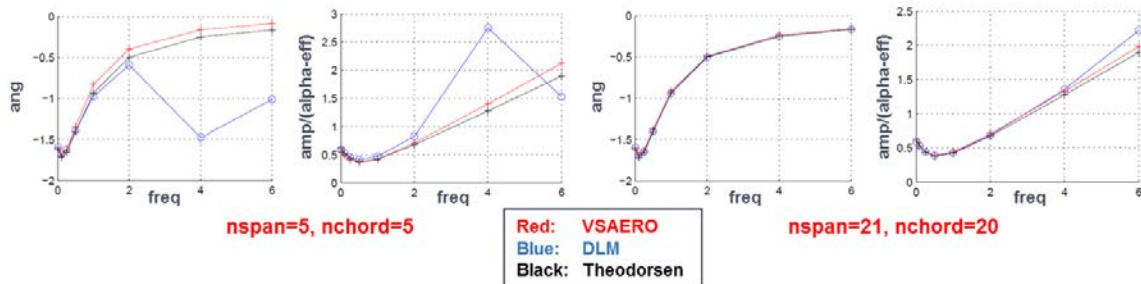


Abbildung 2-63: Vergleich der instationären 2D-Auftriebskräfte

Des Weiteren wurde die aerodynamische Qualität des VSAERO Hybridmodells durch die realistischere Repräsentation der Geometrie verbessert. Durch die Verwendung eines volumetrischen Rumpfes die aerodynamischen Kräfte von VSAERO (grün) wurde eine deutlich bessere Übereinstimmung mit CFD Ergebnissen (blau), als die hier im Vergleich zu sehenden DLM Resultate (rot) erreicht. Es ist zu erkennen, dass die Verbesserungen nicht nur aus Effekten des isolierten Verdrängungskörpers, sondern auch aus einer deutlich besseren Erfassung von Interferenzeffekten im Bereich des Flügels und der Leitwerke (rot eingekreist) resultieren. Im linken Plot ist dies für die z-Kräfte aus einem alpha-Mode zu erkennen, der rechte Plot zeigt die y-Kräfte aus einem beta-Mode. Um transsonische Effekte auszuschließen, sind die Kräfte für eine Machzahl von 0,446 dargestellt.

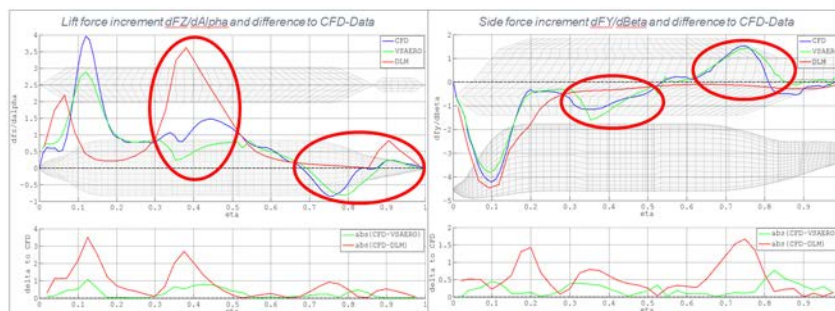


Abbildung 2-64: Quasistationäre Inkremente (FZ/FY) am Rumpf aus einem alpha/beta Mode

Die Verwendung eines VSAERO Modells ermöglicht für den Rumpf die Erfassung aller relevanten subsonischen Effekte. Durch die deutlich kleineren Abweichungen zu den CFD Ergebnissen und damit zum Input der aerodynamischen Datenbank verringert sich der Einfluss der Korrektur signifikant, wodurch die Bereitstellung höherwertiger aerodynamischer Modelle für Böenlastensimulationen früher im Designprozess erfolgen kann.

Erweiterung des hybriden VSAERO Modells

Als ein Beispiel für die weitere Verbesserung der aerodynamischen Güte ist ein Konzept für die Modellierung des Triebwerks als volumetrische Komponente entwickelt, umgesetzt und getestet worden. Hierfür wurde die Triebwerksgeometrie eines CAD Modells verwendet und insoweit vereinfacht, dass die geometrische Repräsentation durch das äußere Mantelstromgehäuse dargestellt wird. Dieses wird als „through flow“ Modell, also ohne die Modellierung von Schub, verwendet. Der Pylon wird entsprechend an die Kontur des CAD-Modells angepasst, ist jedoch weiterhin als flache Auftriebsfläche modelliert. Die Abbildung zeigt links die DLM identische Triebwerksmodellierung, mittig das verbesserte Triebwerks/Pylon Modell und rechts die Integration dieses in eine industrielle Referenzkonfiguration. Für diese wurden aerodynamische Berechnungen durchgeführt.

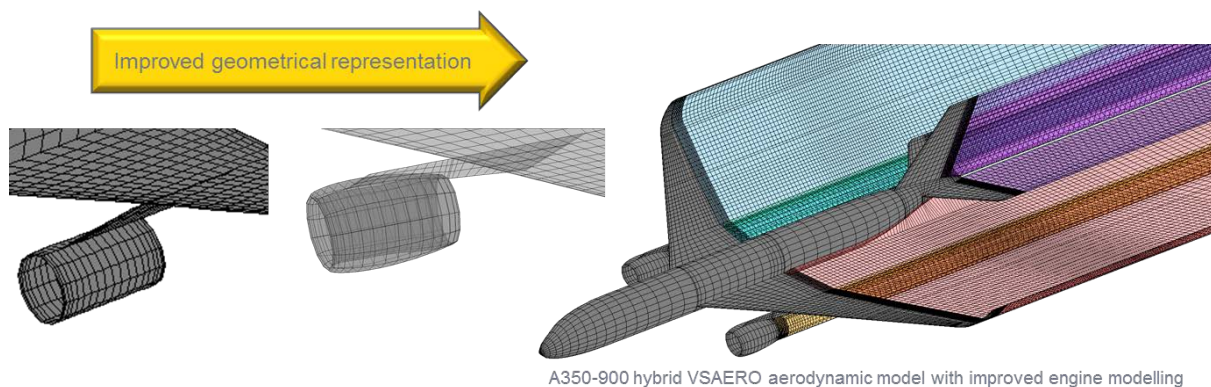


Abbildung 2-65: VSAERO hybrid Modell mit einem volumetrischem Triebwerksmodell

Zur Bewertung der aerodynamischen Ergebnisse wurden die Abweichungen der Kräfte und Momente von der aerodynamischen Korrekturdatenbank an der Komponentengruppe Triebwerk/Pylon resultierend aus einem alpha und einem beta Mode für ein DLM Modell, das ursprüngliche VSAERO Hybridmodell sowie für das mit einem volumetrischem Triebwerk erweiterte VSAERO Hybridmodell dargestellt. Für den alpha Mode ist für die Kräfte F_y und F_z eine deutliche verbesserte Übereinstimmung mit der aerodynamischen Korrekturdatenbank zu erkennen. Für die Momente M_x und M_y zeigen alle drei Modelle eine recht gute Übereinstimmung, für M_z zeigt das volumetrische Triebwerk die größten Abweichungen. Für einen beta Mode zeigt die hier relevante Kraft F_y für das volumetrische Triebwerk ebenfalls eine bessere Übereinstimmung als das Standard VSAERO Hybridmodell, sie zeigt jedoch eine nur geringfügig bessere Übereinstimmung als das DLM Modell. Die Kraft in z-Richtung beträgt nur etwa 5% der Kraft in y-Richtung und ist hier zu vernachlässigen.

Alpha-Mode				Beta-Mode			
	VSAERO hybrid				VSAERO hybrid		
	DLM-Modell	Volumetric FU	Volumetric FU/engine		DLM-Modell	Volumetric FU	Volumetric FU/engine
F_y	-33,8	-32,8	-6,1	F_y	-13,5	-21,4	-13,2
F_z	17,7	7,7	0,9	F_z	-107,1	-77,1	-95,7
M_x	13,3	4,4	-0,4	M_x	-35,3	-32,5	-38,2
M_y	3,0	-4,9	-6,4	M_y	-89,5	10,5	0,0
M_z	-34,6	-32,0	-57,0	M_z	6,6	-4,4	-9,3

Deviation of the quasi-steady increments (in %) from the aerodynamic database for the right engine/pylon

Abbildung 2-66: Abweichung der quasistationären Inkremente von der aerodynamischen Datenbank für Engine und Pylon

Da die z-Kraft aus einem alpha Mode sehr gute Übereinstimmungen mit der Korrekturdatenbank zeigt und am Pylon keine z-Kräfte angreifen, ist davon auszugehen, dass für das Triebwerk alleine sowohl die z- als auch die y-Kräfte korrekt dargestellt sind. Die Abweichung der y-Kräfte für den alpha und beta Mode resultiert aus den Unterschieden am Pylon. Die Abbildung zeigt den für das volumetrische Triebwerk adaptierten Pylon und vergleicht diesen mit dem im CFD Model verwendeten Gitter. Unterschiede sind an der Vorderkante des Pylons und direkt hinter dem Triebwerk zu erkennen. Des Weiteren weicht durch die Verwendung eines volumetrischen Flügels im CFD Model die obere Begrenzungslinie von der entsprechenden Linie des VSAERO Modells ab. Hier sind weitere Anpassungen und Verbesserungen möglich.

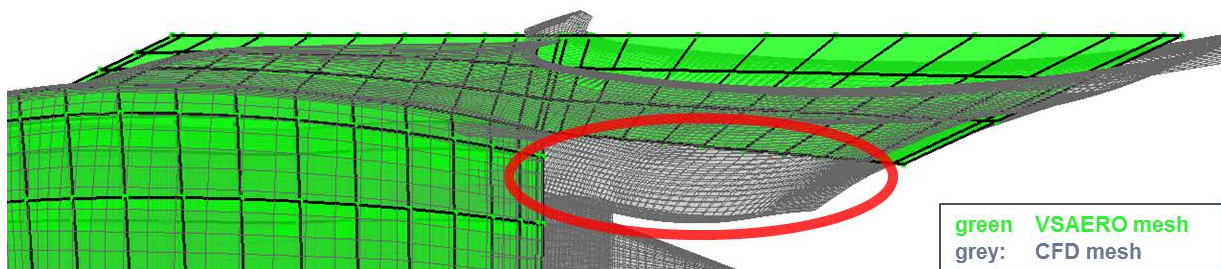


Abbildung 2-67: Unterschiede in der Pylon-Geometrie zwischen einem CFD und dem erweiterten VSAERO Modell

Anwendung für Böenlastensimulationen

Für eine Transportflugzeugkonfiguration wurde ein VSAERO Hybridmodell erstellt und darauf basierend ein Produktionsmodell für Böenlastenberechnungen aufgebaut. Mit diesem wurden für eine große Anzahl an Massenfällen und in einem Machzahlbereich von 0,35 bis 0,77 laterale und vertikale Böenlasten sowohl für diskrete Böen als auch für continuous turbulence in einem Produktionsloop berechnet. Hierbei wurde der Einfluss eines EFCS und dessen Auswirkung auf die Aerodynamik unter Verwendung der oben beschriebenen Steuerflächenfunktionalität betrachtet. Die Envelope Lastenergebnisse sind für den Rumpf und das VTP in der folgenden Abbildung dargestellt. Sie demonstrieren die Anwendbarkeit aller Funktionalitäten, die für die Verwendung eines Böenlastenmodells basierend auf einem VSAERO Modell benötigt werden.

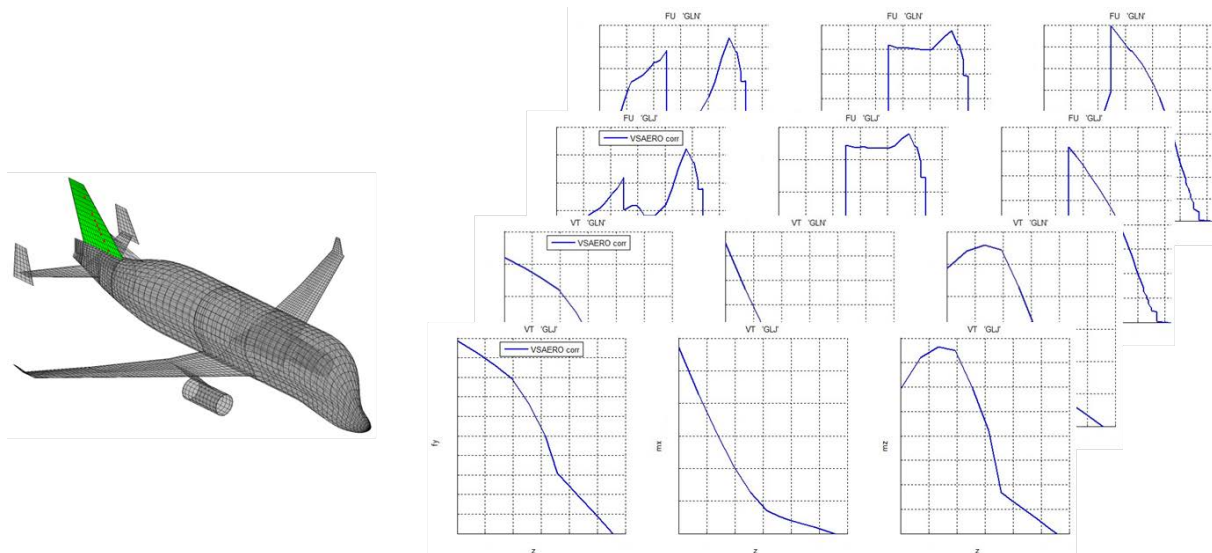


Abbildung 2-68: Envelope-Loads-Plots für Rumpf und VTP für laterale Böen

Fazit und Ausblick

Die dargestellten Ergebnisse belegen die Anwendbarkeit und das fortgeschrittene Entwicklungsstadium des adaptierten industriellen Referenzprozesses zur Erstellung von VSAERO Modellen sowie die aerodynamische Qualität des theoretischen Modells. Die erweiterten Funktionalitäten wurden weiter verallgemeinert und verbessert und für ein weiteres VSAERO Modell für eine Transportflugzeugkonfiguration getestet und angewendet. Es konnte gezeigt werden, dass die Verwendung von VSAERO Modellen das Risiko gegenüber nicht konvergierten Ergebnissen verringert, dass die aerodynamische Güte eines VSAERO Hybridmodells eine deutliche Steigerung gegenüber einem DLM Modell ermöglicht, dass eine Erweiterung mit einem volumetrischen Triebwerk weitere lokale aerodynamische Verbesserungen ermöglicht und dass eine deutlich größere Modellierungsflexibilität weitere Entwicklungen des aerodynamischen Modells ermöglicht.

Das hier entwickelte Konzept für die Verwendung eines volumetrischen Triebwerks zeigt die Möglichkeiten für geometrische Modellverbesserungen. Weiterentwickelte Konzepte können wie folgt zusammengefasst werden: aus einer detaillierteren Analyse der erzeugten Ergebnisse sollen weitere Verbesserungen, wie beispielsweise eine weitere Adaption der Pylon-Modellierung oder die Implementierung eines Schubmodells, abgeleitet werden. Die Ergebnisse dieser konzeptionellen Arbeiten sollen in einen erweiterten Modellerzeugungsansatz implementiert werden und zu einer weiteren Erhöhung der theoretischen aerodynamischen Qualität des Produktionsmodells für Böenlastenberechnungen führen.

Verbesserungen des aerodynamischen Modells sind zusätzlich durch eine Weiterentwicklung der Korrekturverfahren erreichbar. Hier ermöglicht die Nutzung sowohl stationärer als auch instationärer CFD-Druckverteilungen resultierend aus Starrkörper- und Flexiblen-Moden die Erfassung von lokalen Effekten, die in der zurzeit verwendeten Korrekturdatenbank nicht enthalten sind.

AP3300 Systemdynamische Aspekte der Stabilitäts- und Lastanalyse

Arbeitsziel

Fokus der Arbeiten sind systemdynamische Aspekte des Lastenprozesses, insbesondere Überwachungssysteme für dynamische Lasten anknüpfend an die erfolgreiche Implementierung durch den Loads&Aeroelastics-Bereich in der letzten neuen Flugzeuggeneration. Hierfür werden die Einflüsse einer integrierten Lastüberwachung, -kontrolle und -regelung auf die Fluglasten untersucht. Auf dieser Basis werden dann weitergehende Lastreduktionsmechanismen entwickelt und eine multidisziplinäre Optimierung der Lasten durchgeführt. Hiermit sollen wesentliche Beiträge zur Reduktion des Strukturgewichtes, des Treibstoffverbrauches und der Emissionen geleistet werden.

Die Aktivitäten unterteilen sich in Untersuchungen bzgl. Manöver- und Böenlasten und auch um die besonderen Charakteristiken dieser unterschiedlichen Flugzeuganregungen zu berücksichtigen, werden hierzu unterschiedliche Methoden untersucht:

- Manöver: Schätzung (Approximation) von stationären, quasi-flexiblen Lasten zu Anwendung in einer Lastenregelung, welcher hohen Manöverlasten entgegenwirkt. Dieser Regler soll Echtzeit fähig sein, um in einer üblichen Flugsteuerung verwendet werden zu können. Die Arbeiten fokussieren allein auf der Lastenschätzung.
- Böen: Beschreibung des Flugzeugs in einem detaillierten Modell, welches einen Böen-Beobachter miteinschließt. Der Regler zu Reduktion von Böen Lasten folgt dem Ansatz von „Model-Predictive-Control (MPC)“.

Außerdem wurden neuartige Verfahren aus der Systemtheorie zur Analyse und Auswahl von kritischen lokalen Komponentenlastfällen für die strukturmechanische Auslegung und Nachweisführung entwickelt und untersucht. Auf dieser Basis wurden dann Flügellastkontrollsysteme weitergehend multidisziplinär optimiert. Im Detail wurden hierbei Sensitivitäten der Reservefaktoren für Manöverlastabminderungssysteme berechnet. Es wurde ein Manöverlastabminderungssystem hierbei simultan für Flügel und Rumpf optimiert und zwar auf Basis der deutlich genaueren RF basierend auf den internen Lasten.

Arbeitsbeschreibung

Die Arbeitsziele in diesem Bereich konzentrieren sich auf zwei unterschiedliche Bereiche

a) Lastabminderungssystem

Die „Load Alleviation Function/Lastabminderungsfunktion“: LAF (als Load Control Function bzw. Regelungsfunktion) ist Teil des EFCS und wird bei hohen Lastvielfachen (und weiteren Bedingungen) aktiv. Der Regler schlägt Spoiler und Querruder aus, wodurch sich die aerodynamische Last in Richtung Rumpf verschiebt und so das Biegemoment an der Flügelwurzel (WRBM) verringert wird. Es erfolgt eine Kompensation des Auftriebs durch einen entsprechenden Höhenruderausschlag.

Die aktuelle LAF wird hauptsächlich durch das gemessene Lastvielfache am Schwerpunkt gesteuert, mit dem Ziel hohe WRBM-Lasten kontrolliert zu vermeiden. Eine neue LAF soll entwickelt werden, in der das Lastvielfache durch das berechnete Biegemoment an der Flügelwurzel (mit Hilfe einer optimierten load monitoring/estimation Funktion)) ersetzt wird.

Durch die Verwendung der Zielgröße als Regelgröße wird eine signifikante Performance-Verbesserung erwartet. Auf diese Weise kann die Manövrierfähigkeit erhöht werden, d.h. Fliegen bei $Nz > 2.5g$ im Sinne einer integrierten bzw. multidisziplinären Optimierung von Lasten/Performance und Handling Qualities/Flugeigenschaften.

Die optimierte load monitoring/estimation Funktion (kurz: load estimator) basiert hier im Wesentlichen auf einem neuronalen Netzwerk, welches im Zuge der Weiterentwicklung des Lastenschätzers durch ein Adaptives Neuro Fuzzy Inferenz System (ANFIS) ersetzt wurde.

Im Rahmen der Entwicklung eines Regelungskonzeptes zur Abminderung von Strukturbelastungen durch Turbulenzen kommt eine neuartige Methode zum Einsatz. Hierbei handelt es sich um eine modell-basierte prädiktive Regelung (Model Predictive Control, MPC) unter Einbeziehung von verfügbaren Böenmessungen (alpha/beta Sonden oder LIDAR Systemen).

MPC ist ein optimierungs-basiertes Regelungsverfahren, welches mit Hilfe eines geeigneten Modells die Systemdynamik prädiziert und eine definierbare Gütefunktion optimiert. Dabei ist hervorzuheben, dass Begrenzungen für Stell-, Ausgangs - und Zustandsgrößen direkt im Reglerdesign berücksichtigt werden können.

Für die Prädiktion werden geeignete lineare Modelle erstellt. Diese Modelle sind Flugpunkt/Massen abhängig und enthalten sowohl die Systemdynamiken für die Lasten (an relevanten Stationen), die Steuerflächen und auch die Störungseffekte durch Turbulenzen. Des Weiteren sollen die Messunsicherheiten (insbesondere bei der Böenmessung) und die unterschiedlichen Ausschlagsgeschwindigkeiten der Steuerflächen, bedingt durch das aerodynamische Hingemoment, berücksichtigt werden. Die Effektivität des Regelungskonzeptes soll anhand von Simulationen in einem Mini-Loop demonstriert werden. Der Mini-Loop besteht dabei aus verschiedenen Flugpunkte/Massen, die zu hohen Strukturbelastungen führen, und verschiedenen Böen-Szenarien.

b) Konzept zur Analyse und Auswahl von kritischen lokalen Komponentenlastfällen

Ausgehend von den Ergebnissen der Entwicklung neuartigen Konzepten zur lokalen Komponentenlastanalyse, soll eine Erweiterung bezüglich der systemdynamischen Aspekte erfolgen.

Arbeitsergebnisse

a) Lastabminderungs- und -überwachungssysteme für Böen und Manöver

Neuartige Konzepte zur Auslegung von Systemen (genauer gesagt: Böenlastabminderungssystemen) wurden angewandt, die die Reduktion der Strukturbelastung unter Böeneinwirkung und Manöverbedingungen ermöglichen, und die simulationsbasierte Demonstration des Entwurfs im Rahmen eines Miniloops wurde erfolgreich abgeschlossen (**Meilenstein TP3-M04**).

Ein NN-basierter Lastenschätzer und insbesondere ein weiterentwickelter Lastenschätzer wurde erfolgreich auf eine andere Flugzeugkonfiguration (insbesondere im Hinblick auf Triebwerksnachrüstungen und auf neue Flugzeugkonfigurationen) angewandt und die gewählte Methodik bewertet (**Meilenstein TP3-M05**). Der ursprüngliche Lastenschätzer basierte auf einer Referenzkonfiguration eines Großflugzeugs und auf dem Airbus XRF1

Entwicklungsflugzeug mit einer anderen Triebwerkskonfiguration, so dass auch die Übertragbarkeit der gewählten Methode auf andere Flugzeuge demonstriert werden konnte.

Technische Ergebnisse

Die in FTEG begonnene Entwicklung eines Manöverlastenschätzers wurde im Rahmen von ProWinGS weitergeführt und um wesentliche technische Aspekte erweitert.

Hierzu zählt u.a. ein Inertiallastenschätzer, der über einen gleichungsbasierten Ansatz eine exakte Berechnung der Inertiallasten ermöglicht. Auf diese Weise wird die entwickelte Methode zur Lastenschätzung ausschließlich auf Lasten infolge aerodynamischer Effekte und der Flexibilität der Flugzeugstruktur angewendet. Die Approximation wurde also auf die Elemente fokussiert, welche viele Nicht-Linearitäten aufweisen und die sich nicht auf einfache Weise in algebraischer Form ausdrücken lassen. Über diesen hybriden Ansatz erhöht sich die physikalische Interpretierbarkeit der erzeugten Lastenschätzung, was insbesondere in Bezug auf die Zertifizierung des Lastenschätzers als ein „Baustein“ der Flugregelung von hoher Bedeutung ist.

Entwicklung eines Manöverlastenschätzers

Der in FTEG entwickelte Lastenschätzer wurde basierend auf Manöversimulationen mit der Großflugzeug-Referenzkonfiguration trainiert und im Weiteren detailliert untersucht. In ProWinGS wurde dieser Schätzer für das JTI-XRF1 Flugzeug adaptiert und so die prinzipielle Übertragbarkeit erfolgreich demonstriert. Fernerhin wurde dieser Lastenschätzer im Rahmen des AIRBUS internen Projektes „More protected A/C“ vorgestellt und erreichte einen TRL 2 Status. Hieran anschließend erfolgten zwei wesentliche Neuerungen:

- a) Zum einen wurde das bisher zur Lastenschätzung verwendete neuronale Netz (NN) durch ein sogenanntes Adaptives Neuro Fuzzy Inferenzsystem (ANFIS) ersetzt, welches die sehr guten Approximationseigenschaften des NN aufgreift und mit den Vorteilen der Fuzzy Logik verknüpft. ANFIS Modelle ermöglichen die Einbindung von a priori Wissen über das zu beschreibende System bei der Erstellung der Netzarchitektur. Dies verbessert zu einem die physikalische Interpretation und erhöht zum anderen die Güte der Lastenschätzung.
- b) Das für die datengetriebenen Verfahren (NN/ANFIS) benötigte Datenset zum Trainieren des Lastenschätzers beruhte auf einer Vielzahl von Manöversimulationen. Die Erzeugung dieser Simulationen ist zeitaufwendig und die hieraus resultierenden Daten decken i.d.R. nur einen Teilbereich des vollen Wertebereichs der Parameter ab, welche zur Beschreibung der Last verwendet werden. Aus diesem Grund erfolgt nun stattdessen ein umfassendes Set an Trimmsimulationen an festdefinierten Punkten unter Berücksichtigung der Beladung, Geschwindigkeit, Flughöhe, Orientierung im Raum, Rotation um den Schwerpunkt und Steuerflächenausschlägen. Sofern möglich werden die Trimpunkte so gewählt, dass hiermit markante Punkte des zugrundeliegenden Modells getroffen werden, wie z.B. die Stützpunkte der nichtlinearen Auftriebskurve („Break points“). Auf diese Weise kann die Charakteristik des Modells und damit auch des Systems bestmöglich berücksichtigt werden. Letztlich erhöht dieser Ansatz die Güte und Robustheit des entwickelten Lastenschätzers.

Weiterhin erfolgte die Erweiterung des longitudinalen Lastenschätzers um die laterale Bewegung, so dass nun die volle Flugzeugbewegung adressiert wird. Ein weiterer

Arbeitspunkt stellte die Optimierung der sogenannten Fuzzy-Regeln da, auf welche im Folgenden exemplarisch detaillierter eingegangen wird.

Bei der ANFIS Methode erfolgt die Approximation der Zielgröße, hier das Biegemoment an der Flügelwurzel, über eine nicht lineare Interpolation zwischen mehreren lokalen Lösungen die jeweils durch eine Linearkombination der Eingangsparameter und eines additivem Bias gegeben ist. Wie bereits oben erwähnt ist ein wesentlicher Vorteil der ANFIS Methode gegenüber den NN die physikalische Interpretierbarkeit, die sich u.a. durch eine linguistische Beschreibung der lokalen Lösungen auszeichnet. Bei der Aufstellung dieser sogenannten Fuzzy Regeln wurden Kenntnisse über das zu beschreibende Modell bzw. System verwendet. So ist bekannt, dass sich der Auftrieb infolge des Anstellwinkels durch die Verwendung von drei linearen Abschnitten sehr gut beschreiben lässt und fernerhin aerodynamische Effekte in starkem Maße von der Machzahl abhängig sind. Der Einfluß der Flexibilität ist wiederum von dem Staudruck abhängig. In der Abbildung sind die aufgestellten Fuzzy Regeln aufgeführt. In Abhängigkeit von dem Eintreten der genannten „Wenn (if)“-Konditionen wird die entsprechende lokale „dann (then)“-Lösung gewichtet in die Gesamtlösung ein.

Fuzzy if then rules							
01	if	AoA is 1 st region	and	Mach No. is not transonic	and	Qdyn is low	than 01 st WRBM MF
02	if	AoA is 2 nd region	and	Mach No. is not transonic	and	Qdyn is low	than 02 nd WRBM MF
03	if	AoA is 3 rd region	and	Mach No. is not transonic	and	Qdyn is low	than 03 rd WRBM MF
04	if	AoA is 1 st region	and	Mach No. is transonic	and	Qdyn is low	than 04 th WRBM MF
05	if	AoA is 2 nd region	and	Mach No. is transonic	and	Qdyn is low	than 05 th WRBM MF
06	if	AoA is 3 rd region	and	Mach No. is transonic	and	Qdyn is low	than 06 th WRBM MF
07	if	AoA is 1 st region	and	Mach No. is not transonic	and	Qdyn is high	than 07 th WRBM MF
08	if	AoA is 2 nd region	and	Mach No. is not transonic	and	Qdyn is high	than 08 th WRBM MF
09	if	AoA is 3 rd region	and	Mach No. is not transonic	and	Qdyn is high	than 09 th WRBM MF
10	if	AoA is 1 st region	and	Mach No. is transonic	and	Qdyn is high	than 10 th WRBM MF
11	if	AoA is 2 nd region	and	Mach No. is transonic	and	Qdyn is high	than 11 th WRBM MF
12	if	AoA is 3 rd region	and	Mach No. is transonic	and	Qdyn is high	than 12 th WRBM MF

Abbildung 2-69: Aufgestellte Fuzzy Regeln

Eine visuelle Bewertung der generierten lokalen Lösungen war möglich, indem die Aktivität/Gewichtung dieser Lösungen und die Korrelation der Teillösung in Bezug auf die zu approximierende Zielgröße dargestellt werden. In den folgenden Abbildungen sind die Fuzzy Regeln in blau für die Aktivität und in grün für die Korrelation der lokalen Lösungen dargestellt.

Im Folgenden soll kurz detaillierter auf die Fuzzy-Regeln 3, 6, 9, und 12 eingegangen werden, sprich die vier Regeln, welche sich auf den dritten Anstellwinkelbereich beziehen. Hier ist auffällig, dass nur die 9. Regel eine signifikante Aktivität aufweist und nur die Regeln 6, 9 und 12 eine deutliche Korrelation zur Zielgröße zeigen. Aufgrund dieser Betrachtung wurde in einem nachfolgenden Schritt die Regeln 3, 6, 9 und 12 durch eine einzige Regel ersetzt, welche nach wie vor auf dem 3. Anstellwinkelbereich fokussiert, aber keine Aufteilung bzgl. Machzahl und Staudruck mehr enthält („if AoA is 3rd region then ...“). Es hat sich gezeigt, dass sich trotz dieser Vereinfachung die Güte der Schätzung in keinem

bedeutsamen Umfang verschlechtert hat. Dementsprechend werden statt 12 Regeln nur noch 9 Regeln/Unterräume bei bleibender Ergebnisqualität verwendet.

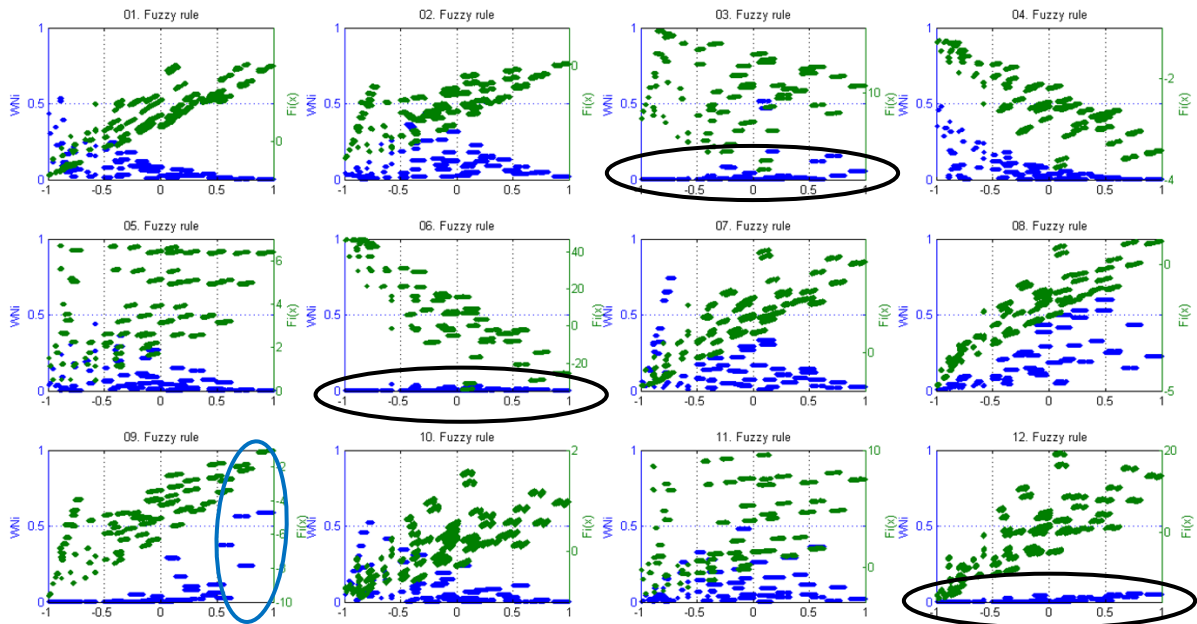


Abbildung 2-70: Darstellung von Aktivität und Korrelation der lokalen Lösungen

Diese kurze Betrachtung soll die Interpretierbarkeit der erzeugten Ergebnisse und die Verknüpfung mit Vorwissen verdeutlichen. Dies ist ein wesentlicher Aspekt des aktuellen Ansatzes und korrespondiert zu dem gewählten Verfahren zum Aufbau eines Trainingssets, welches ebenfalls sehr „transparent“ ist. Die Güte der Schätzung kann daher durch ein physikalisches Verständnis der Flugmechanik und aeroelastischer Effekte weiter gesteigert werden.

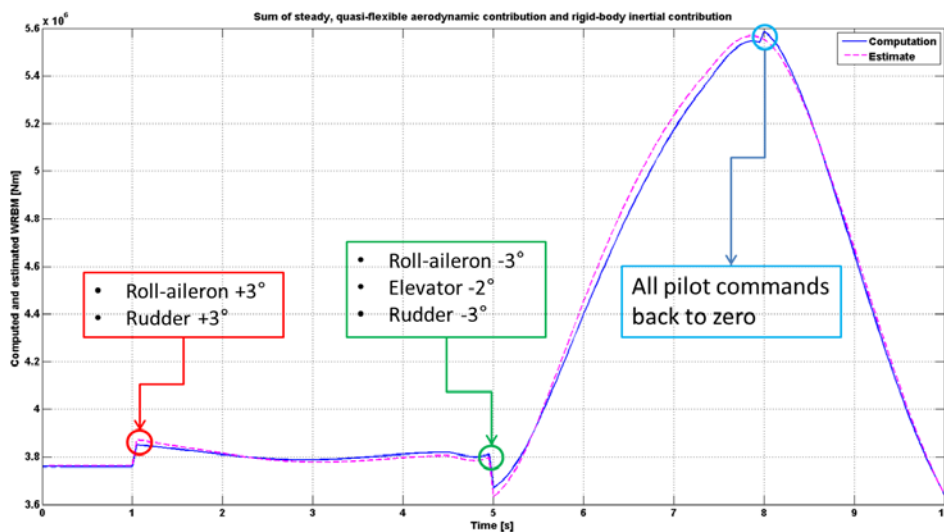


Abbildung 2-71: Erster Check des Lastenschätzers

Der entwickelte Lastenschätzer muss zwar noch ausgiebig validiert werden, aber ein erster „Check“ bei longitudinaler und lateraler Anregung durch entsprechende Steuerflächen-

ausschläge liefert ein vielsprechendes erstes Ergebnis, wie in der Abbildung dargestellt. Die blaue Linie stellt hierbei die Last entsprechend der Manöversimulation dar und die gestrichelte Linie die Lastenschätzung.

Entwicklung des Reglers zur Böenlastabminderung

Nachdem im obigen Abschnitt die Entwicklung eines Manöverlastenschätzers diskutiert wurde, wird im Folgenden auf die Entwicklung eines Reglers zur Böenlastabminderung eingegangen. Hierzu kommt modell-prädiktive Regelung (MPC) zum Einsatz.

MPC ist ein optimierungsbasiertes Regelungsverfahren, welches ein mathematisches Modell des zuregelnden Systems verwendet um dessen Dynamik basierend auf dem gewärtigen Zustand des Systems vorherzusagen. Die Vorhersage erfolgt über einen definierten endlichen Vorhersagehorizont und das Regelungsziel (z.B. Lastenreduktion) wird mit Hilfe der Kostenfunktion definiert. Bei der Optimierung der Kostenfunktion werden neben der vorhergesagten Systemdynamik auch die Beschränkungen der Steuerflächen und ggf. der Zustands- und Ausgangsgrößen mitberücksichtigt. Die Lösung dieses Optimierungsproblems liefert eine optimale Folge an Steuerflächenausschlägen für den betrachteten Vorhersagehorizont, welche die Kostenfunktion minimiert und die Beschränkungen einhält. Deshalb ist MPC für Systeme mit linearen oder nicht-linearen Systemdynamiken, Systemen mit Beschränkungen und Systemen mit vielen Ein- und Ausgängen sehr gut geeignet. Dieses Verfahren kann zusätzlich Zeitverschiebungen sowie verfügbare Informationen von Störungen bei der Vorhersage berücksichtigen.

Der MPC Algorithmus gliedert sich in folgenden Hauptschritte: Bestimmung des aktuellen Zustand des Systems; Aufstellung des Optimierungsproblems (Vorhersage und Kostenfunktion); Lösung des Optimierungsproblems (Minimierung der Kostenfunktion); Anwendung der optimalen Steuerung für den aktuellen Zeitpunkt. Diese Schritte werden dann in den folgenden Zeitschritten wiederholt.

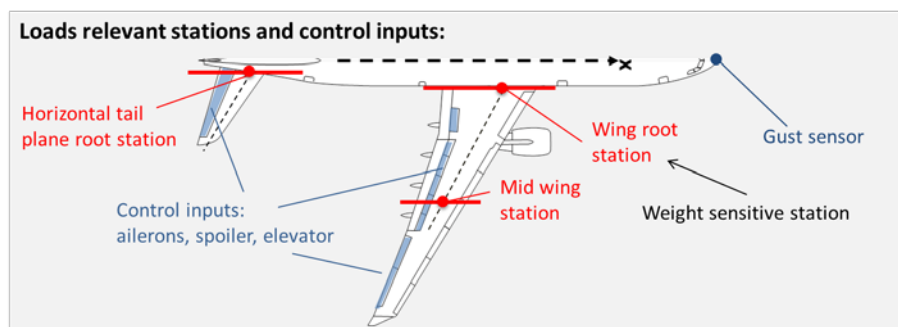


Abbildung 2-72: Relevante Lastenmessstationen und Reglerinputs

Die lastrelevanten Stationen, Steuerflächen die zur Lastreduktion verwendet werden können und Messinformationen ermitteln sind exemplarisch in folgenden Abbildung dargestellt.

MPC benötigt für die Vorhersage ein Modell des zu regelnden Systems. Das Basismodell (Varloads), das ein komplettes flexibles Flugzeug anhand von mehr als 4000 Zuständen simuliert, ist für die Regelung mittels MPC nicht geeignet (es kann im Bordcomputer nicht einfach programmiert werden).

Das Basismodell wird um den Trim Punkt ohne Böeeinwirkung linearisiert und mehrere Schritte zur Modellreduktion werden angewendet. Des Weiteren wird das reduzierte Modell zeit-diskretisiert.

Dadurch wurde das Basismodell auf ein resultierendes Modell mit 24 Zuständen reduziert. Dieses reduzierte Modell wird nun zur Auslegung des MPC Reglers zur Lastabminderung und des Kalman Filters zur Zustandsschätzung genutzt.

Eingriffspunkte der Funktion (GLA_MPC_controller) in Varloads:

1. Vorverarbeitung

Aus dem Standard-Varloads-Prozess wird ein um den Trim Punkt lineares Modell erstellt. Das lineare Flugzeugmodell wird reduziert und bildet die Basis für die Auslegung des GLA/MPC Reglers. Ein Überblick über die einzelnen Teilschritte der Modellreduktion ist dargestellt (siehe Abbildung). Dieses reduzierte Modell wird Zeit diskretisiert. Anschließend wird darauf aufbauend ein Kalman Filter entworfen um den Zustand des Flugzeuges zu schätzen. Des Weiteren wird mittels des reduzierten Modells und der Reglerparameter (Wichtungsmatrizen der Kostenfunktion und Beschränkungen) der GLA/MPC Regler erstellt. Das resultierende Optimierungsproblem ist in der folgenden Abbildung dargestellt.

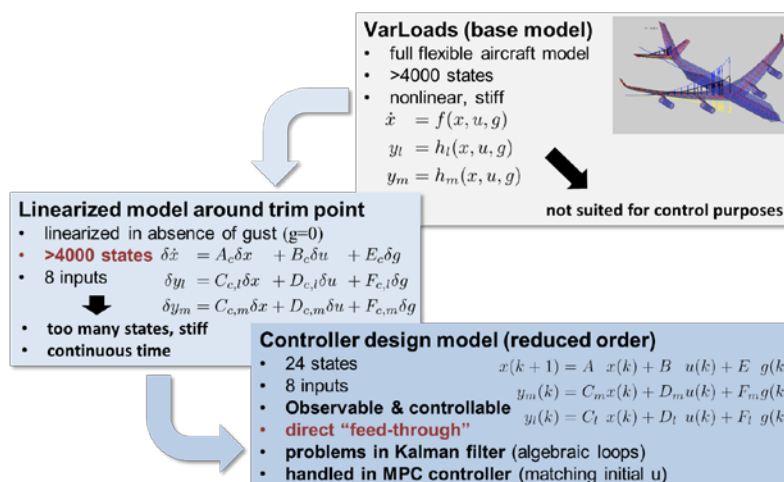


Abbildung 2-73: Erstellung eines Controller Design Models für MPC

cost function

$$\text{MPC Problem: } \min_{\{u(j)\}} \sum_{j=k}^{k+N} \underbrace{\frac{1}{2} y_l^T Q_l y_l}_{\text{loads}} + \underbrace{\frac{1}{2} u^T R_u u}_{\text{controls}} + \underbrace{\frac{1}{2} \Delta u^T R_{\Delta u} \Delta u}_{\text{rate of controls}}$$

Weighting of:

With: $Q_l = Q_l^T \geq 0, R_{\Delta u} = R_{\Delta u}^T \geq 0, R_u = R_u^T > 0$

Subject to:
$$\left. \begin{aligned} x(j+1) &= Ax(j) + Bu(j) + Eg(j) \\ y_l(j) &= C_l x(j) + D_l u(j) + F_l g(j) \\ u(j) &\in \mathcal{U} \subseteq \mathbb{R}^m, \quad \Delta u(j) \in \Delta \mathcal{U} \\ x(j) &\in \mathbb{R}^n \end{aligned} \right\} \begin{array}{l} \text{controller design model} \\ \text{input constraints} \end{array}$$

$x(k) = \hat{x}(k)$ initial state

$u(k) = u^*(k|\hat{x}(k-1))$

Abbildung 2-74: Resultierendes Optimierungsproblem zur Lastenabminderung durch MPC

2. Hauptverarbeitung/Simulation

Der Kalman Filter und der GLA/MPC Regler, die während der Vorverarbeitung erstellt wurden, werden zu Beginn der Simulation initialisiert. Der Kalman Filter verwendet Messgrößen, wie Starrkörperzustände (q , θ , w) und Lastfaktoren (am Schwerpunkt und Rumpf, ...) sowie die aktuellen Ausschläge der Steuerflächen und die Informationen über die gemessenen Böengeschwindigkeiten um den aktuellen Zustand zu schätzen. Der geschätzte Zustand ist dann neben dem vorher erwähnten Signal ein Eingangswert für den GLA/MPC Regler. Dieser optimiert die Steuerflächenausschläge und das erste Element dieser Sequenz wird zu diesem Zeitpunkt angewendet. Beim nächsten Aufruf der Funktion (nächster Zeitschritt) wird die gesamte Abfolge wiederholt. Ein Überblick über die Signalflüsse ist in der folgenden Abbildung dargestellt.

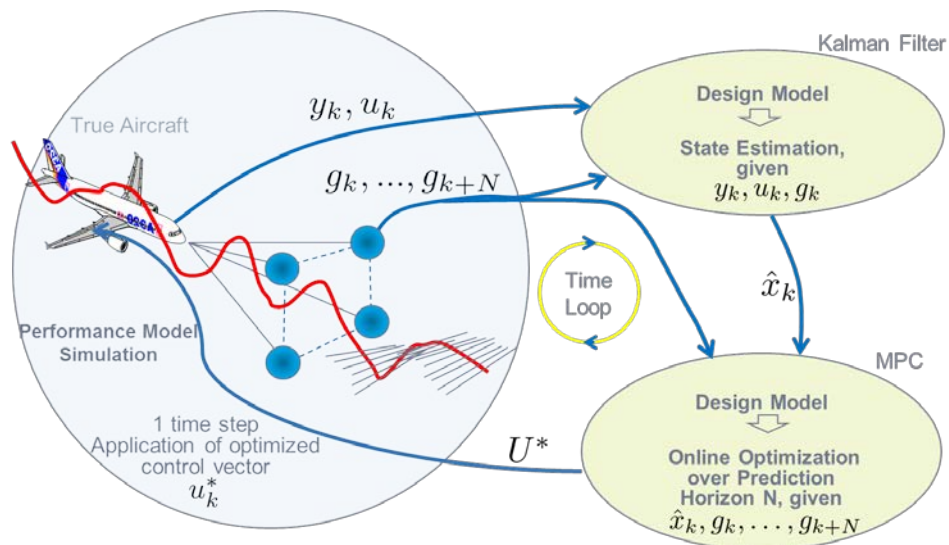


Abbildung 2-75: des GLA/MPC Prinzipes

Zur **simulationsbasierten Demonstration** des GLA/MPC Reglers wurde ein **Miniloop** mit folgenden Parametern durchgeführt:

- Flugpunkte :
 - 1) M089/FL300
 - 2) M051/FL400
- Massfälle :

	m (kg)	x (%)	Iyy (10^7kgm^2)
FA02	549769	38.2	7.8
FA20	546148	41.9	6.7
FB20	543665	41.3	6.8
FB09	497705	41.9	7.6
FB05	555066	37.0	7.2
- Böenszenarien:

- Diskrete Böen: 9m – 107m Böengradient; 7m/s – 11m/s Böengeschwindigkeit
- Continuous turbulence: 762m gust length; 7.4m/s Böengeschwindigkeit sigma

- GLA-Reglers:
 - 1) Nominales AC (ohne GLA)
 - 2) GLA/MPC

→ 2 * 5 * 11 = **110 Simulationen (Lastfälle) für jeden Regler**

Die Ergebnisse des Miniloops werden im Folgenden durch den Vergleich von 2-D (= Correlated Shear Force (CSF)) Diagrammen zwischen dem Flugzeug mit Lastenregler "GLA/MPC" und dem nominalen Flugzeug "Natural AC" (ohne Böenlastenregler) dargestellt. In den CSFs sind alle Zeitverläufe der beiden Regler für alle Böenszenarien zu einer einschließenden Enveloppe pro Regler zusammengefasst. Dies erlaubt eine Bewertung hinsichtlich des Abminderungspotenzials. In folgenden Abbildung ist die CSF für die Flügelwurzel dargestellt.

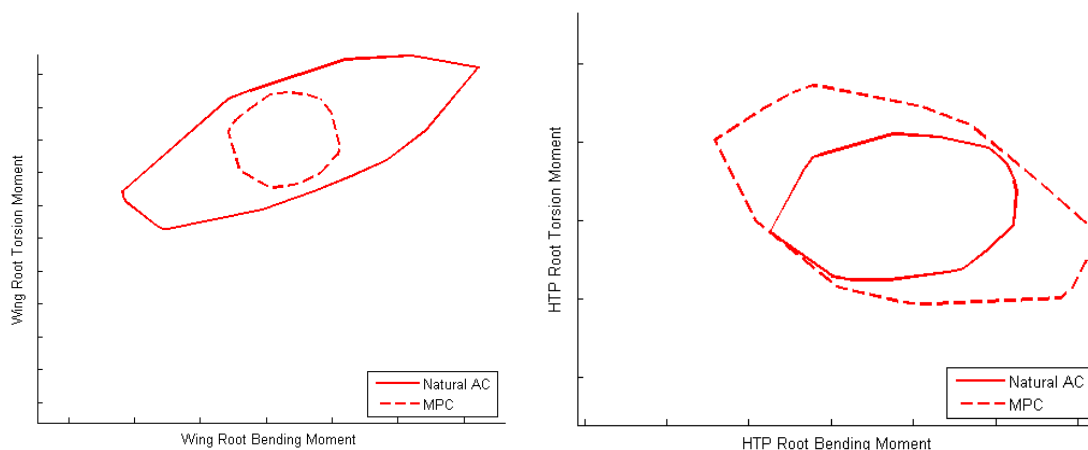


Abbildung 2-76: CSF Vergleich für die Flügelwurzel (links) und für die Höhenleitwerkswurzel (rechts) für beide Flugpunkte, alle 5 Massenfälle und alle Böenszenarien

Die Ergebnisse zeigen, dass der GLA/MPC Regler das Biegemoment an der Flügelwurzel deutlich reduziert. In der Abbildung ist das CSF für die Höhenleitwerkswurzel abgebildet.

An dem CSF für die HTP Wurzel ist erkennbar, dass durch MPC eine Erhöhung der Lasten am HTP erfolgt. Diese Erhöhung bleibt jedoch innerhalb der Lastgrenzen, welche an dieser Stelle durch andere Lastfälle definiert werden. Durch MPC kann somit eine Umverteilung der Lasten von gewichtssensitiven Stationen (z.B. Flügelwurzel) zu Stationen an denen noch ausreichend Kapazität bis zur Lastgrenze besteht erfolgen.

Fazit:

Im Rahmen von ProWinGS wurde ein in FTEG aufgebauter Manöverlastenschätzer um wesentliche Aspekte verfeinert. Hierzu zählt vor allem der Verwendung von ANFIS Modellen anstelle von NN, die neue Methode zum Aufbau eines Trainingssets, welche sich Kenntnisse über das zugrundeliegende Modell zu Nutze macht und die Entwicklung eines Inertiallastenschätzers. Auf diese Weise konnte die physikalische Interpretierbarkeit der

Lastenapproximation deutlich erhöht werden. Es erfolgte eine erste Optimierung des ANFIS basierten Lastenschätzers und ein erster erfolgreicher „Check“ der Approximationsgüte bei gleichzeitiger longitudinaler und lateraler Anregung. Der ursprüngliche Lastenschätzer basierte auf einer Großflugzeug-Referenzkonfiguration und der weiterentwickelte auf dem JTI-XRF1 Flugzeug, so dass auch die Übertragbarkeit der gewählten Methode auf andere Flugzeuge demonstriert werden konnte. Die Ergebnisse sind als vielversprechend zu bewerten.

Es wurde ein Regler zur Böenlastabminderung basierend auf MPC entwickelt, welcher die gemessene Böeninformation nutzt, mehrere lastrelevante Stationen berücksichtigt sowie die Beschränkungen der Steuerflächen. Zur Auslegung des GLA/MPC Reglers wird ein reduziertes mathematisches Flugzeug benötigt, dieses wurde von einem komplexen voll flexiblen Flugzeugmodell durch Modellreduktionsverfahren abgeleitet. Des Weiteren wurde ein Kalman Filter implementiert um den Zustand des Flugzeuges zu schätzen, da dieser als wichtige Eingangsgröße für den GLA/MPC benötigt wird. Die Effektivität des GLA/MPC Reglers wurde in einem Miniloop (2 Flugpunkte, 5 Massenfälle, diskrete und kontinuierliche Böen) dargestellt. Mit Hilfe des Miniloops konnte gezeigt werden, dass sich mittels GLA/MPC die Lasten an der Flügelwurzel effektiv abmindern lassen.

b) Konzept zur Analyse und Auswahl von kritischen lokalen Komponentenlastfällen

In Ergänzung zu den bereits gezeigten Konzepten wurde unter Berücksichtigung von Ansätzen und Vorgehensweise aus der Systemtheorie ein weiteres Konzept zur Analyse und Auswahl von kritischen lokalen Komponentenlastfällen für die strukturelle Auslegung und Nachweisführung entwickelt (**Meilenstein TP3-M06**).

2-Stufen Lastfallselektierung mittels SMT Kriterien und mathematischem Ersatzmodell für das Abschätzen von Reservefaktoren

Ausarbeitung:

Um eine effizientere Lastfallselektierung durchführen zu können, wird ein 2-Stufen Konzept vorgeschlagen. Bei diesem Konzept wird die bisherige Art der Lastfallselektierung, welche rein durch SMT Werte stattfindet, um eine zusätzliche Selektierung mittels Reservefaktoren ergänzt (siehe Abbildung). Dieses vorgeschlagene Konzept der 2-Stufen Lastfallselektierung baut vollständig auf dem LSI Prozess auf, da nur durch diesen eine zeitsparende Lösung möglich ist.

Zu diesem Zweck werden zuerst die Flugmanöver berechnet und durch eine erste Filterung mittels SMT Kriterien von mehr als 100.000 auf eine Größenordnung von 1.000 Lastfällen reduziert. Die Idee ist nun diese bereits selektierten Lastfälle durch ein weiteres Strukturkriterium zu reduzieren, welches auf Reservefaktoren beruht. Je weniger Lastfälle am Ende der Statikabteilung durch die Lastenabteilung übermittelt werden, desto mehr Zeit wird diese haben, um sich zeitintensiver mit der Optimierung und Auslegung der Struktur zu beschäftigen.

Die SMT Selektierung beruht auf 1- und 2-dimensionalen Kriterien, bei denen minimale bzw. maximale Werte der Kräfte und Momente in alle 3 Achsenrichtungen (x, y und z) verwendet werden, um diese mit Referenzveloppen zu vergleichen.

Um die Lastfälle zusätzlich unter Berücksichtigung von Reservefaktoren zu filtern wird ein mathematisches Ersatzmodell erstellt, welches die Strukturauslegung ersetzen soll. Dieses wird für die obere Flügelschale erstellt und getestet. Das Ersatzmodell basiert auf künstlichen

neuronalen Netzen (Artificial Neural Networks = ANN) und beschränkt sich hauptsächlich auf jene Parameter, welche auch für die Auslegung der Struktur verwendet werden.

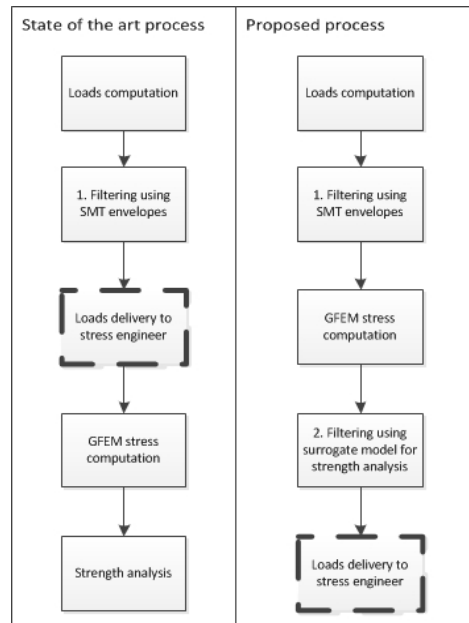


Abbildung 2-77: Vergleich der bisherigen und neuen Lastfallselektierung

In das Ersatzmodell fließen neben den Materialeigenschaften die internen Lasten auf GFEM Ebene aus der statischen Analyse ein:

1) Materialeigenschaften:

- a) Hautdicke des linken Hautfeldes: d_L
- b) Hautdicke des rechten Hautfeldes: d_R
- c) Querschnittsfläche des Stringers: A_{Str}

2) interne Lasten:

- a) Axiale Kraft in Hautfeld: N_{XX}
- b) Transversale Kraft in Hautfeld: N_{YY}
- c) Schubkraft in Hautfeld: N_{XX}
- d) Axiale Kraft im Stringer: N_X

Die Reservefaktoren werden pro versteiftes Hautfeld (1 Stringer + 2 Hautfelder) angegeben und für das Ersatzmodell verwendet. Als Versagenskriterien werden das Falten (engl. wrinkling) und flexibles Falten (flexural wrinkling) für die Oberschale des Flügels gewählt. Zusätzlich zu den Strukturparametern werden als optionale Eingangsgrößen für das Ersatzmodell die Ausschlagwinkel des Manöverlastabminderungssystems verwendet, um somit auch eine Verbindung zwischen Lasten- und Strukturparametern herzustellen. Diese Ausschlagwinkel der Spoiler, Querruder, Flaps, Slats sind wie folgt gelistet:

3) Ausschlagwinkel des Manöverlastabminderungssystems:

- a) Inneres und äußeres Querruder: $\vartheta_{In}, \vartheta_{Out}$
- b) Spoiler: γ_{Sp}
- c) Airbrakes: γ_{Ab}
- d) Slat und Flap: ρ_{Slat}, ρ_{Flap}

Für jeden Flugpunkt und Konfiguration des Manöverlastabminderungssystems können diese Winkel unterschiedliche Werte einnehmen, was dann wiederum in dem Ersatzmodell berücksichtigt wird.

Bei dem neuronalen Netz wird ein einzelnes Neuron mit nur einem Eingangsparameter und einem Ausgangsparameter wie folgt beschrieben:

$$a = f(w * p + b)$$

Hierbei ist p der skalare Eingangswert, w ein Wichtungsfaktor und b der Bias Wert. Standardmäßige mathematische Transferfunktionen $f()$ sind folgende:

- Hard limit
- Linear
- Log-sigmoid
- Tan-sigmoid

Das neuronale Netz wird mit Wichtungsfaktoren und Bias Werten initialisiert und durch Trainingsalgorithmen nach jeder neuen Iteration angepasst, so dass der absolute Fehler err zwischen dem Netzwerkoutput a und dem Zieloutput t minimal wird. Der absolute Fehler wird wie folgt berechnet:

$$err = t - a$$

Die Datenbasis, welche für das Trainieren des neuronalen Netzes verwendet wird, kommt durch Berechnungen mit dem LSI Prozess zustande. Hierfür werden 1924 vertikale Flugmanöver verwendet, die nach der ersten Lastfallselektierung mittels SMT Kriterien übrig geblieben sind. Die Reservefaktoren werden für 540 versteifte Hautfelder ermittelt.

Für den Fall, dass sämtliche Eingangsparameter für das Ersatzmodell verwendet werden, besteht das neuronale Netz aus 17 Eingangsdimensionen. Die Netzwerkarchitektur des gewählten multilayer perceptron Netzwerks ist in der folgenden Abbildung dargestellt. Gewählt wurde eine 2-Schicht Architektur mit einem „hidden layer“ und einem Ausgangs-layer, wobei das „hidden layer“ eine tan-sigmoid Transferfunktion und das Ausgangs-layer eine lineare Transferfunktion verwendet.

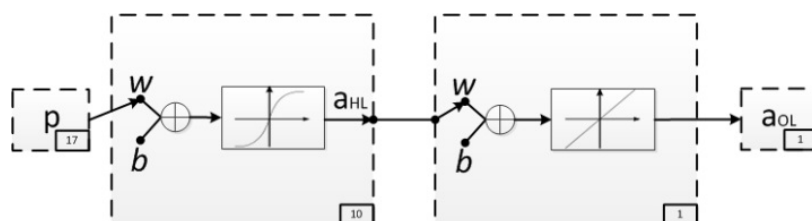


Abbildung 2-78: Multilayer perceptron neuronales Netz

Für das Trainieren des Ersatzmodells wird die backpropagation Methode in Kombination mit der Levenberg-Marquardt Optimierung gewählt. Zusätzlich und optional wird eine Regulierung nach Bayes vorgenommen, um das Ersatzmodell zu generalisieren.

Das Ersatzmodell wird für beide Versagenskriterien mit den beiden optionalen Einstellungen erstellt und die Ergebnisse jeweils untereinander verglichen. Die folgende Tabelle fasst die verschiedenen Konfigurationen für das neuronale Netz zusammen. Insgesamt würde dies zu

acht verschiedene Ersatzmodellen führen, aus denen die geeignetste Konfiguration gewählt werden müsste.

Tabelle 2-3: Verschiedene Konfigurationen des neuronalen Netzes

ANN Rechnung	Manöverlastabminderungssystem	Regulierung nach Bayes
1	Nein	Nein
2	Nein	Ja
3	Ja	Nein
4	Ja	Ja

Die Ergebnisqualität der Ersatzmodelle wird exemplarisch an Hand der folgenden Abbildungen demonstriert. Hierbei wird der Reserve-Faktor aus der Datenbasis mit dem Reservefaktor aus dem Ersatzmodell graphisch verglichen.

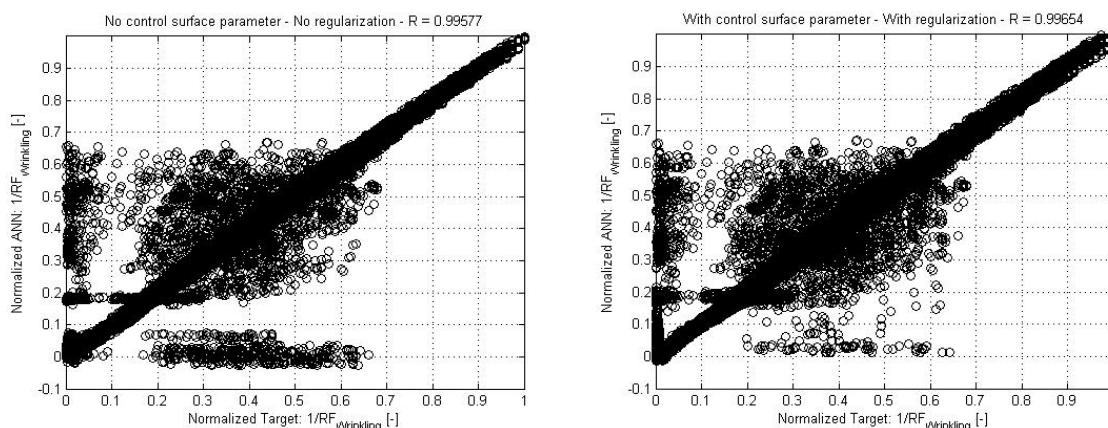


Abbildung 2-79: Vergleich der Reservefaktoren mittels neuronalem Netzes für wrinkling, ohne (links) und mit (rechts) Manöverlastabminderungssystem, ohne (links) und mit (rechts) Regularisierung

In beiden Fällen ist das Bestimmtheitsmaß R höher als 0.99 und eine Übereinstimmung zwischen den Werten des Ersatzmodells und der Datenbasis ist durch die Gerade deutlich erkennbar. Jedoch zeigen beide Ergebnisse, dass einige Werte des Ersatzmodells nicht mit den Zielwerten zusammenpassen. Eine ausführliche Analyse zeigt aber, dass diese Abweichungen für Reservefaktoren vorkommen, die deutlich über 1 liegen und somit nicht relevant für die Auslegung der Struktur sind.

Tabelle 2-4: Zusammenfassung der Ergebnisse der verschiedenen Ersatzmodelle

ANN	MSE	Gradient	R	Steps
0-0-1	0.000567	0.000464	0.99577	1000
0-1-1	0.000474	0.0000387	0.99647	1000
1-0-1	0.000469	0.000675	0.99651	505
1-1-1	0.000464	0.000874	0.99654	1000
0-0-2	0.000510	0.000107	0.99541	379
0-1-2	0.000517	0.00124	0.99535	1000
1-0-2	0.000586	0.0000686	0.99473	464
1-1-2	0.000687	0.000310	0.99382	1000

Die obige Tabelle zeigt eine Zusammenfassung der Ergebnisse mit den verschiedenen Konfigurationen, die für das Konstruieren des Ersatzmodells verwendet wurden. Dabei stehen die drei Ziffern in der ersten Spalte für wrinkling / flexural wrinkling (0/1) – ohne / mit Manöverlastabminderungssystem (0/1) – ohne / mit Regularisierung (0/1). Hierbei ist ersichtlich, dass für alle Konfigurationen die Werte für die kleinsten Fehlerquadrate und für den Gradienten gegen Null konvergieren. Der größte Unterschied liegt in der Anzahl der Optimierungsschritte.

Um das Ziel der 2-Stufen Lastfallselektion zu erreichen, muss getestet werden, ob die mit dem Ersatzmodell selektierten Lastfälle dem SMT Ansatz nicht widersprechen. In diesem Sinne wird die Lastfallselektion mittels SMT Kriterium mit der Selektion mittels Ersatzmodell miteinander verglichen. Dazu wird das senkrecht Biegemoment M_x längst der Flügelspannweite als 1D SMT Kriterium ausgewählt. Für den benutzten Datensatz tragen 6 Lastfälle zur positiven SMT Enveloppe und 4 zur negativen SMT Enveloppe bei. Der SMT Ansatz besagt, dass je näher sich ein Lastfall an der Enveloppe befindet, desto kritischer ist dieser für die Flügelstruktur.

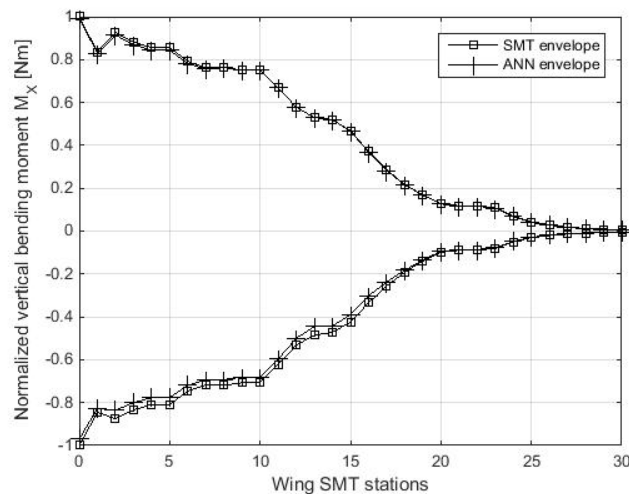


Abbildung 2-80: Vergleich der beiden SMT Envelope

Die verschiedenen Ersatzmodelle wurden genutzt, um die kritischsten Lastfälle in Bezug auf die Reservefaktoren herauszufiltern und um die resultierende SMT Enveloppe mit der ursprünglichen Enveloppe zu vergleichen. Die obere Abbildung zeigt, wie sich die beiden SMT Enveloppen sehr stark annähern. Der Ansatz mit den neuronalen Netzen liefert also passende Enveloppen und deckt eine ähnliche Bandbreite wie die ursprüngliche SMT Enveloppe ab.

Mit dem zusätzlichen Einsatz des Ersatzmodells für eine weitere Filterung der Lastfälle könnte sich eine Reduzierung der Lastfälle von bis zu 60% ergeben, wodurch das Ziel einer 2-Stufen Lastfallselektion realisierbar sein kann.

Zusammenfassung und Ausblick

Um die aktuelle Lastfallselektion zu verbessern, welche rein auf SMT (Shear Moment Torque, Querkraft Biege- und Torsionsmoment) Lasten beruht, ist eine 2-Stufen Lastfallselektion eingeführt worden. Diese verwendet zusätzlich zu den SMT Kriterien Reservefaktoren aus der Strukturauslegung, welche im Rahmen dieser Studien mittels

mathematischer Ersatzmodelle approximiert wurden. Das Ersatzmodell ist über ein neuronales Netz erstellt worden.

Der Ansatz wurde an der Flügeloberfläche für rein mechanische Flugmanöver, in Kombination mit wrinkling und flexural wrinkling Versagenskriterien getestet. Die Studie hat ergeben, dass eine weitere Lastfallreduzierung bis zu 60% mit Hilfe des 2-Stufen Ansatzes möglich ist.

In weiteren Studien müsste dieser Ansatz mit komplexeren SMT Kriterien, weiteren Flugzeugkomponenten und zusätzlichen Versagenskriterien validiert und getestet werden.

AP3400 Validierung am Gesamtflugzeug und an einer A319 Center Section

Arbeitsziel

Es werden neue Versuchskonzepte zur Analyse und Abminderung von Komponentenlasten erarbeitet. Die Versuche werden an einer vollständigen Airbus A319 Center Section aus der laufenden Serie durchgeführt und ausgewertet.

Basierend auf den Untersuchungen der A319 Rumpftonne soll eine physikalische Beschreibung der Dämpfung entwickelt werden. Die Test-Ergebnisse der experimentellen Modalanalyse werden hierzu herangezogen und in der „Integrated Virtual Testing Environment“ MEViTA zu Modelanpassung verwendet. Das primäre Ziel ist die Identifikation einer physikalischen, nicht modalen, Dämpfung unter vollständiger Berücksichtigung der auftretenden Nichtlinearitäten. Als Fernziel soll eine optimierte „Virtual Testing Environment“ bereitgestellt werden, um den Umfang an benötigten Standschwingversuchen (GVT) auf ein Minimum zu reduzieren.

Arbeitsergebnisse

Das im AP3100 bereits teilweise beschriebene MEViTA Tool wurde unter Berücksichtigung von nichtviskoser und nicht-linearer Dämpfungs-Approximation weiterentwickelt (**Meilenstein TP3-M07**).

Durch verbesserte Modellierungsansätze wurde das Verständnis der frequenzabhängigen Dämpfung der Rumpfstruktur unter Berücksichtigung einer proportionalen viskosen Dämpfungsmatrix vereinfacht (**Meilenstein TP3-M08**).

Hintergrund

Der Barrel-Versuch ist ein Schwingungstest, der eine komplett ausgestattete A319 Center Section durch hohe Lasten und hohe Frequenzen anregt. Bei diesem Versuch wurden Sine-Sweeps bis zu 0.25 g und transiente Impulse bis zu 1.4 g verwendet. Die Struktur wurde außerdem mit befestigten Massen ausgerichtet, sodass die Hauptlastenpfade vom hinteren Rumpf zur Wing Box hervorgehoben wurden.

Dieser Versuch wird zur Validierung des strukturdynamischen Modells benutzt. Für eine aussagekräftige Auswertung von Versuchen mussten die entstehenden Daten vorbereitet werden.

In diesem abschließenden Bericht werden Methoden für die Erstellung dynamischer Modelle komplexer Flugzeugstrukturen vorgestellt. Das dynamische Verhalten schwingungsfähiger linearer Systeme wird mit der Massen-, Steifigkeits- und Dämpfungsmatrix mathematisch beschrieben. Die nichtlinearen Effekte müssen zusätzlich parametrisch modelliert werden, sofern diese bei der experimentellen Modalanalyse in höheren Energieniveaus identifiziert worden sind.

Im ersten Abschnitt dieses Berichts werden die Testaktivitäten (GVT: engl. Ground Vibration Test) des Rumpfsegments (A319 S15/21 Center Section) beschrieben. Anschließend werden Methoden für die Identifikation der modalen Parameter aus den gemessenen Testdaten (experimentelle Modalanalyse- EMA) sowie der Validierungsprozess des FE-Modells mit Hilfe der standardisierten Kriterien vorgestellt.

Im zweiten Abschnitt werden die Aktivitäten bzgl. der Massenmodellierung ein GFEM-Modell (nur für den Rumpf) einer modernen Flugzeug-Referenzkonfiguration vorgestellt (FE Model Updating). Als Input für die Analyse standen hierbei die experimentell ermittelten modalen Parameter sowie ein Massenmodell von konzentrierten Punktmassen zur Verfügung.

Testaktivitäten des Standschwingversuchs am A319 Center Section S15

Im Rahmen des R&T-Projekts 'Dynamic Barrel Simulation and Testing for an Optimized Load Approach' wurden zwei Testkampagnen (Standschwingversuche) an einem A319-Rumpfsegment (S15/21) durchgeführt. Dieser Bericht befasst sich mit der zweiten Testkampagne, bei der am hinteren Teil des Rumpfsegments eine zusätzliche Masse befestigt wurde, sodass die Hauptlastenpfade (engl. load path) vom hinteren Rumpf zum Flügelmittelkasten hervorgehoben wurden. Die Teststruktur ist ein voll ausgestattetes A319-Rumpfsegment (siehe Abbildung) mit einer Länge von 6.0 m und einem Durchmesser von ca. 4.0 m. Die Gesamtmasse der Rumpftonne beträgt 2.9 t.

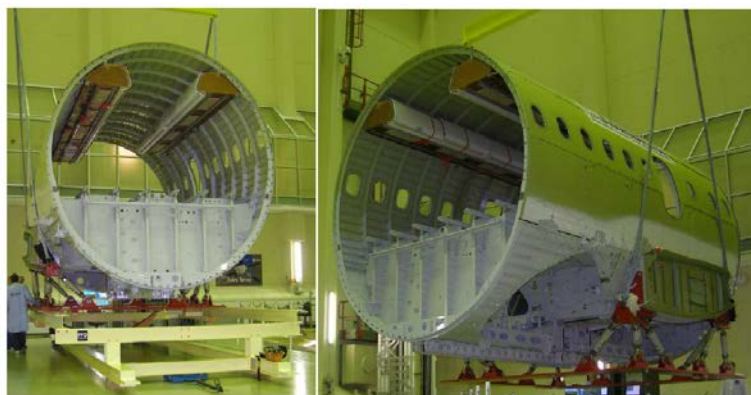


Abbildung 2-81: Teststruktur auf Trägerrahmen und befestigte Teststruktur auf Prüfstand

Der Schwingtisch (HYDRA) wurde mittels eines hydraulischen Systems, welches mit Servoaktuatoren in vertikaler (z) und lateraler (y) Richtung ausgestattet ist, angeregt (siehe Abbildung). Er ist in der Lage Impulse-Response-Tests, Sine-Sweep-Tests sowie Tests mit beliebig einstellbaren Beschleunigungsprofilen durchzuführen. Der genaue Aufbau der Teststruktur sowie des Test-Setups kann aus [12] entnommen werden.

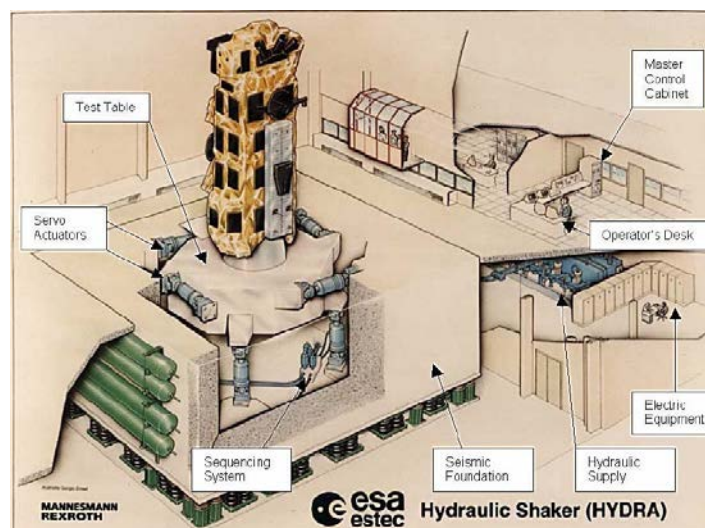


Abbildung 2-82: 3D-Schnittbild der hydraulischen Schwingtischeinrichtung HYDRA (Hydraulic Shaker)

Sensorspezifikation und -positionen

Die Sensorauswahl sowie ihre Positionierung ist ein wichtiger Teil der experimentellen Modalanalyse. Eine detaillierte Beschreibung der Instrumentierung des Rumpfsegments bei dem modalen Test kann aus [13] entnommen werden.

Für die Aufnahme der Strukturantworten sowie der Beschleunigungen des Schwingtisches wurden Beschleunigungssensoren benutzt um die modalen Parameter wie Eigenfrequenzen, Eigenformen sowie modale Dämpfungskonstanten zu identifizieren. Insgesamt wurden 209 Sensorkanäle verwendet, um die Beschleunigungen in drei Translationsrichtungen zu messen. Die Positionierung sowie die Notation der Sensoren wurden entsprechend den Spanten- bzw. Stringerpositionen definiert (siehe Abbildung).

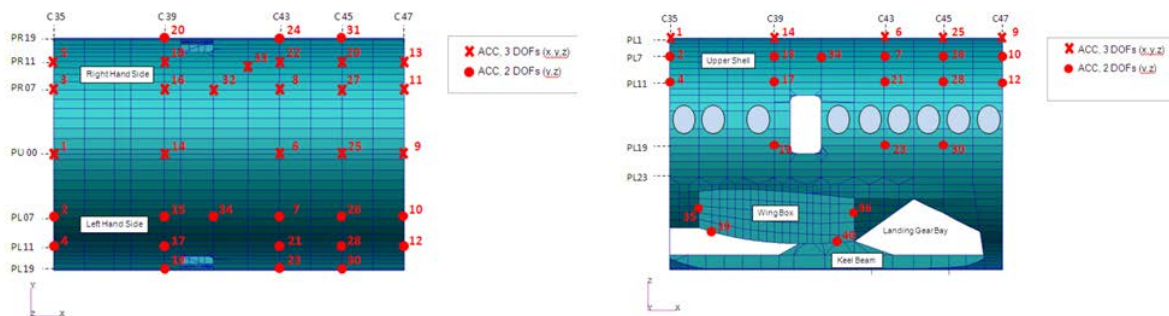


Abbildung 2-83: Positionen der Beschleunigungssensoren am A319-Rumpfsegment (links: Draufsicht, rechts: Seitenansicht)

Zusätzliche Masse am hinteren Ende des Rumpfsegments für die Simulation der Rumpf-Flügel-Interaktion

Um eine detaillierte Untersuchung bzgl. der Kopplung zwischen dem Rumpf und dem Flügel durchzuführen, wurde eine zusätzliche (konzentrierte) Masse am hinteren Ende des Rumpfsegments angebracht und durch Hebel/Stäbe fixiert (siehe Abbildung).

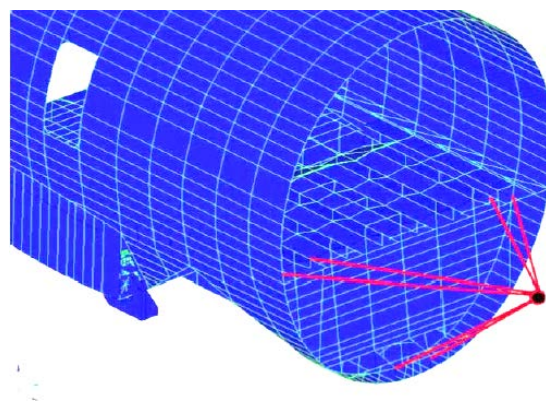


Abbildung 2-84: Mass attachment concept

Hierbei werden Lasten aufgrund des Trägheitsmoments der zusätzlichen Masse, welches durch den Abstand zwischen dem Rumpf und der Masse entsteht und deren Hebelarm eingeleitet. Die geometrische Form der zusätzlichen Masse ist ein Viereck mit einem Gewicht von 300 kg (siehe folgende Abbildung).



Abbildung 2-85: Zusatzmasse (Tetragon) mit Fixationsstäben

Standschwingversuch (Shaker Test): Post processing der Testdaten

Die Teststruktur wurde während der Standschwingversuche translational in y- und z-Achsenrichtung und rotational um die z-Achse mit verschiedenen Amplituden angeregt. Die Strukturantworten (Absolutbeschleunigungen) sowie die Beschleunigungen des Schwingtisches wird an vier Positionen gemessen (siehe Abbildung).

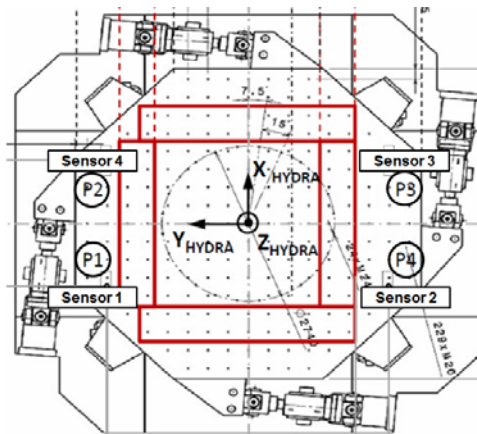


Abbildung 2-86: Sensorpositionen am Schwingtisch

Eine Standardmethode der experimentellen Identifikation modaler Parameter für die durch einen Schwingtisch angeregten Strukturen (engl. base driven tests) ist ISSPA (Identification of Structural System Parameters [13]), welche sich als schnelle Methode für die experimentelle Identifikation erwies.

Modale Identifikationsmethode: ISSPA

Die ISSPA-Methode ist im MEViTA-Tool implementiert. Sie basiert auf der linearen Bewegungsgleichung:

$$[M]\{\ddot{v}\} + [C]\{\dot{v}\} + [K]\{v\} = \{f\} - [M][G]\{\ddot{u}_0\} = \{F_{\text{eff}}\} \quad (2.1) \text{ mit}$$

- $\{v\}$ relativer Beschleunigungsvektor für alle Strukturknoten,
- $\{\ddot{u}_0\}$ absoluter Beschleunigungsvektor des Schwingtisches,
- $[G]$ zeitunabhängige Geometriematrix, die die starren Tischbewegungen (hervorgerufen durch die Beschleunigung des Schwingtisches) in die Strukturknoten transformiert, d.h. die Absolutbeschleunigungen der Strukturknoten beinhalten Komponenten der starren Tischbewegungen

- $\{f\}$ Externer Kraftvektor. Dieser ist gleich null $\{f\} = \{0\}$, wenn außer der Anregung durch den Schwigtisch keine weitere Kräfte auf die Struktur angreifen

Für die Identifikation modaler Parameter braucht die ISSPA-Methode nur die gemessenen Anregungsbeschleunigungen und die gemessenen relativen Strukturbeschleunigungen als Inputs. Die Anregungskräfte müssen nicht gemessen werden. Als Outputs identifiziert die Methode dann die Eigenfrequenzen, die Eigenformen sowie die modalen Dämpfungswerte [17], [18]. Die modalen Massen können nicht identifiziert werden, wenn die Kräfte nicht mitgemessen werden.

Die Anzahl der angeregten physikalischen Moden r (auch als effektive Freiheitsgrade bekannt) im Test ist kleiner als die Anzahl der gemessenen Freiheitsgrade p im Test ($r < p$), d.h. es gibt $m=p-r$ mathematische Moden, die eliminiert werden müssen. Die Identifikationsgleichung jedoch hat vollen Rang ($p = r$). Für die korrekte Rangabschätzung werden hierbei Stabilitätsdiagramme benutzt [16].

Rangabschätzung: Stabilitätsdiagramm

Die meisten Identifikationsmethoden für die Modalanalyse nutzen Stabilitätsdiagramme um die bereits erwähnten physikalischen Moden von den mathematischen Moden zu unterscheiden (→ Rangabschätzung). Dieser Prozess erfordert enorme ingenieurtechnische Erfahrung und stellt eine große Herausforderung bei der experimentellen Modalanalyse dar. Die Rangabschätzung hat dementsprechend eine hohe wertende Komponente, vor allem wenn z.B. die Messdaten mit viel Rauschen behaftet sind, d.h. ein niedriges Signal-Rausch-Verhältnis (engl. Signal to Noise Ratio, SNR) aufweisen oder die Moden sehr gedämpft (engl. highly damped modes) sind. Mit Hilfe der sogenannten Stabilitätsdiagramme können diese Nachteile weitgehend eliminiert und die Abschätzungsfehler vermieden werden.

Ein robustes Stabilitätsanalyse-Tool für die ISSPA wurde erfolgreich in eine Matlab-Umgebung implementiert. Die Stabilitätskriterien für die ‚physikalischen‘ Eigenmoden können wie folgt definiert werden:

- Frequenzstabilität (~1%),
- Dämpfungsstabilität (~5%),
- Eigenmodestabilität (~2%).

Untersuchungen bezüglich der Verbesserung der Auswertung von gemessenen Testdaten

a) Dynamischer Einfluss des Prüfstands auf die Testergebnisse

Um den dynamischen Einfluss des Prüfstands (engl. test rig) auf die GVT-Ergebnisse zu eliminieren, wurde der Ansatz, bei dem der ‚starre‘ Flügelmittelkasten als Referenzpunkt der Anregung definiert ist, verwendet. Die dynamischen Deformationen am Flügelmittelkasten waren jedoch entsprechend der experimentellen sowie der numerischen Ergebnisse zu ‚groß‘, sodass diese bei der Auswertung nicht vernachlässigbar waren. Aus diesem Grund wurden die Sensordaten des Shakers als Referenz für die Anregung beibehalten.

b) Separationsmethode

Desweiteren wurde ein weiteres Kriterium für eine effektivere Identifikation der modalen Parameter aus den Testdaten definiert: Bei dieser Separationsmethode werden zur Identifikation lateral oder vertikal dominierter Moden nur die lateral oder vertikal angeregten

Tests ausgewertet. In der folgenden Abbildung ist der schematische Aufbau der Separationsmethode dargestellt.

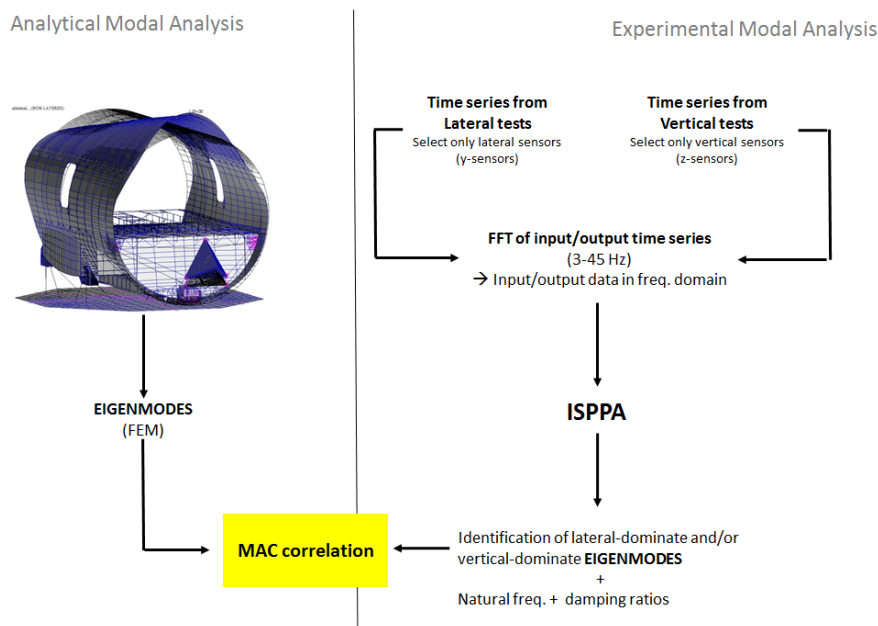


Abbildung 2-87: Schematische Darstellung der Separationsmethode

Nach der Anwendung des bereits erwähnten Kriteriums (Separationsmethode) zur besseren Identifikation der modalen Parameter, konnte der zweite Eigenmode eindeutig identifiziert werden ($f = 17.61$ Hz). Der MAC²-Wert für diesen Mode (engl. vertical bending) stieg von 1% zu 74% (siehe Abbildung).

Mode #	Frequency f_{FEM} [Hz]	Frequency f_{TEST} [Hz]	Damping Ratio ζ [%]	Test run
#1 Upper shell lateral	14.14	13.71	1.45	77211
#2 Vertical bending	17.19	17.61	3.09	77311
#3 Lateral bending	21.68	22.86	1.66	77211
#4 Upper shell pitch	24.48	24.73	0.27	77311
#5 Upper shell vertical	31.16	29.78	1.01	77311
#6 Barrel torsion	33.48	34.72	0.68	77311

FEM	Barrel 1 st Torsion	0.23	0.19	0.00	0.00	0.05	0.96
	Upper Shell Vertical	0.00	0.03	0.01	0.39	0.89	0.00
	Upper Shell Pitch	0.00	0.13	0.05	0.96	0.21	0.01
	Lateral Bending	0.11	0.00	0.92	0.00	0.00	0.00
	Vertical Bending	0.00	0.74	0.02	0.33	0.06	0.00
	Upper Shell Lateral	0.98	0.23	0.03	0.00	0.02	0.30
	TEST	Upper Shell Lateral	Vertical Bending	Lateral Bending	Upper Shell Pitch	Upper Shell Vertical	Barrel 1 st Torsion

Abbildung 2-88: Identifizierte modale Parameter (links) sowie MAC Korrelationsergebnisse (rechts) nach der Einführung der Separationsmethode

Für die Ergebnisse der experimentellen Modalanalyse wurden bisher nur Test-Sets mit translationaler Anregung ausgewertet. Zum Schluss wurden auch die rotational angeregten Test-Sets detailliert analysiert.

Nach der ausführlichen Auswertung aller zur Verfügung stehenden Test-Sets (lateral, vertikal und rotational) unter Berücksichtigung der bereits erwähnten Kriterien, sowie nach einer detaillierten Analyse der Stabilitätsdiagramme wurden die ersten sechs Moden eindeutig aus

² MAC: Modal Assurance Criterion

den Testdaten identifiziert. Die finalen Ergebnisse der experimentellen Modalanalyse sind aus den folgenden Tabellen zu entnehmen.

Tabelle 2-5: Ergebnisse der experimentellen und analytischen Modalanalyse

Mode Description	Mode # (GVT)	freq _{GVT} [Hz]	Mode # (FEM)	freq _{FEM} [Hz]	error _{freq} [%]	MAC*
Upper Shell Lateral	1	14.20	1	14.10	-0.68	99
Vertical Bending	2	16.91	2	17.13	1.28	97
Lateral Bending	3	22.82	3	21.54	-5.61	97
Upper Shell Pitch	4	24.68	4	24.06	-2.52	97
Upper Shell Vertical	5	30.36	5	30.09	-0.89	98
1 st Torsion	6	34.74	6	32.61	-6.12	96

*MAC values are based on the correlation results of real mode shapes

Tabelle 2-6: Ergebnisse der experimentellen Modalanalyse mit den Beschreibungen der Test-Sets

TEST	Eff. DOF	Frequency range	Excitation type	Excitation direction	Excitation level	Identified modes	MAC [%]
77621	10	3-45 Hz	sine sweep	rot. z-axis	0.52rad/sec ²	1 st	0.99
77621	11	3-45 Hz	sine sweep	rot. z-axis	0.52rad/sec ²	2 nd	0.97
77211	9	3-40 Hz	sine sweep	y-axis	0.0625g	3 rd	0.97
77331	7	3-40 Hz	sine sweep	z-axis	0.25g	4 th	0.97
77331	7	3-40 Hz	sine sweep	z-axis	0.25g	5 th	0.97
77311	11	3-40 Hz	sine sweep	z-axis	0.0625g	6 th	0.98

Die finale MAC-Matrix³ mit den exzellenten Korrelationswerten für die ersten sechs Moden ist in der folgenden Abbildung dargestellt.

³ Die MAC-Werte beziehen sich auf die Korrelationsergebnisse der realen Eigenmoden zwischen dem Test und FEM

FEM	Barrel 1 st Torsion	0.26	0.02	0.01	0.00	0.00	0.96
	Upper Shell Vertical	0.00	0.05	0.00	0.39	0.98	0.01
	Upper Shell Pitch	0.00	0.19	0.00	0.97	0.38	0.02
	Lateral Bending	0.14	0.00	0.97	0.00	0.00	0.00
	Vertical Bending	0.00	0.97	0.01	0.34	0.06	0.00
	Upper Shell Lateral	0.99	0.01	0.06	0.00	0.00	0.28
		TEST					
			Upper Shell Vertical Bending	Lateral Bending	Upper Shell Pitch	Upper Shell Vertical	Barrel 1 st Torsion

Abbildung 2-89: Finale MAC Matrix

Die Validation des A319 Barrel FE-Modells wurde entsprechend der Korrelationsergebnisse der modalen Parameter mit folgenden Kriterien erfolgreich abgeschlossen:

- Matching der Eigenfrequenzen $\approx \pm 6.0\%$.
- Matching der Moden (hier: $MAC_{real} > 95\%$)
- Matching der Modesequenzen FEM vs. TEST

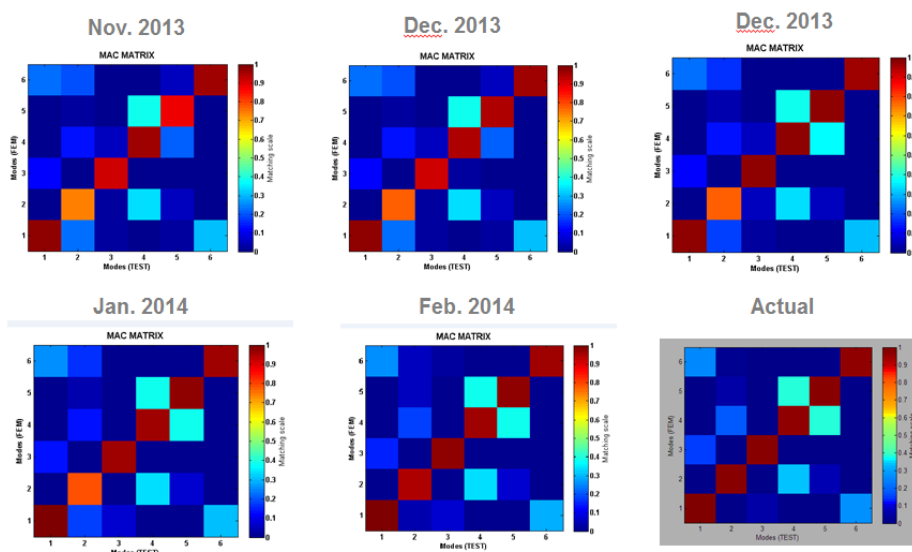


Abbildung 2-90: Vergleich der MAC-Ergebnisse

Aktivitäten zur Massenmodellierung des FE Modells

Die Motivation für diese Aktivität ergab sich vor allem aus der Tatsache, dass drei von den im GVT identifizierten elastischen (Rumpf-)Moden im Frequenzbereich $0\text{Hz} < f < 8\text{Hz}$ nicht im numerischen FE-Modell identifiziert werden konnten.

Die modalen Informationen der im numerischen Modell fehlenden Moden sind wie folgt beschrieben:

- Mode #23 $f = 5.78$ Hz (Front Main Deck Deflection)
- Mode #28 $f = 7.28$ Hz (Fuselage Torsion- asymmetric)
- Mode #31 $f = 7.65$ Hz (Front Fuselage Torsion- asymmetric)

Die Annahme, dass der 'Fehler' im numerischen Modell eher auf die Massenmodellierung im Rumpf als auf die Modellbildung zurückzuführen ist, wurde aufgrund der gewonnenen Erkenntnisse aus den früheren FE-Modellen getroffen. Die standardisierte Massenmodellierung für den Rumpf bei globalen FE Modellen (GFEM) wurde mit Hilfe konzentrierter Massen (engl. lumped masses) entlang der Längsachse des Flugzeugs realisiert. Dabei wurde der Rumpf in x-Richtung entsprechend der Spantenpositionen in n Abschnitte (slices) aufgeteilt. Für jeden Slice wurde anschließend aus den Punktmassen eine konzentrierte Masse mit dem Betrag, den Schwerpunktskoordinaten und dem Inertialmoment berechnet. Diese konzentrierten Punktmassen (CONM2⁴) wurden dann mittels RBE3⁵-Elementen an die entsprechenden Strukturknoten angebunden.

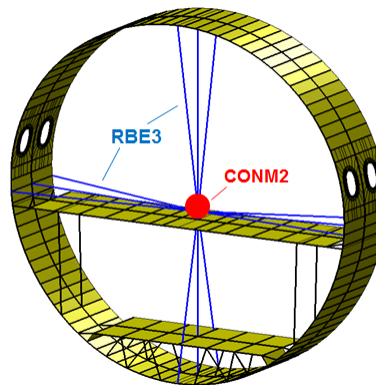


Abbildung 2-91: Anbindung der Punktmasse an die Struktur

Massenmodellierung für den Rumpf (OWE6) via physikalische Dichte

Um die fehlenden Rumpfmodes im numerischen Modell zu identifizieren wurde ein neuer Ansatz für die Massenidealisierung am Rumpf definiert. Hierbei wurden die Daten in den CONM2-Karten in eine ‚künstliche‘ physikalische Dichte für den jeweiligen Abschnitt (Slice) umgerechnet. Das Postprocessing für die Umsetzung dieses Ansatzes erfolgte mittels Matlab. Die Massen- sowie die Dichteverteilung entlang der Längsachse sind im folgenden Plot visualisiert.

⁴ CONM2: Defines a concentrated mass at a grid point [3]

⁵ RBE3: Defines the motion at a reference grid point as the weighted average of the motions at a set of other grid points [3].

⁶ OWE: Operating Weight Empty

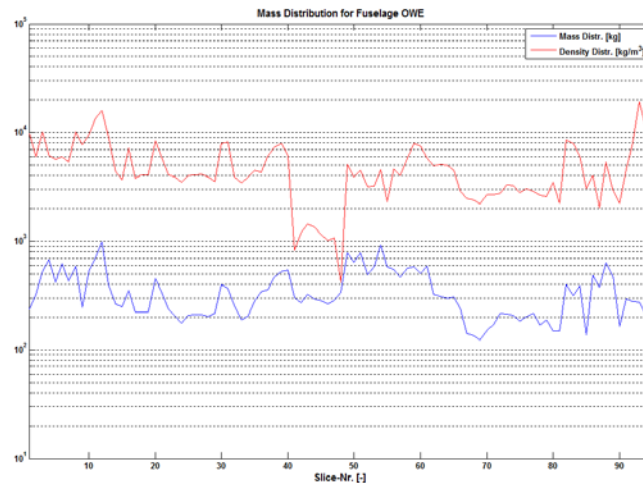


Abbildung 2-92: Massen- und Dichteverteilung am Rumpf

Massenmodellierung für das Hauptdeck (GVT-Massen) mittels lokal angebundener konzentrierter Punktmassen

Um den fehlenden Mode (#23, $f = 5.78$ Hz) am vorderen Hauptdeck im numerischen Modell zu identifizieren wurde der folgende Ansatz definiert:

- Identifiziere lokal wirkende schwere Massen (> 50 kg) (z.B. Monumente, zusätzlich aufgebrauchte Massen in GVT-Konfiguration, etc.) u.a. per Visual Check
- Berechne den Gesamtschwerpunkt sowie das Trägheitsmoment (aus den Inputs der Punktmassen)
- Definiere entsprechende CONM2-Elemente
- Identifiziere die nächsten lokalen Strukturknoten u.a. via Nearest-Neighbor-Algorithmus
- Verbinde via RBE3-Elemente die CONM2-Punktmassen mit der FE Struktur

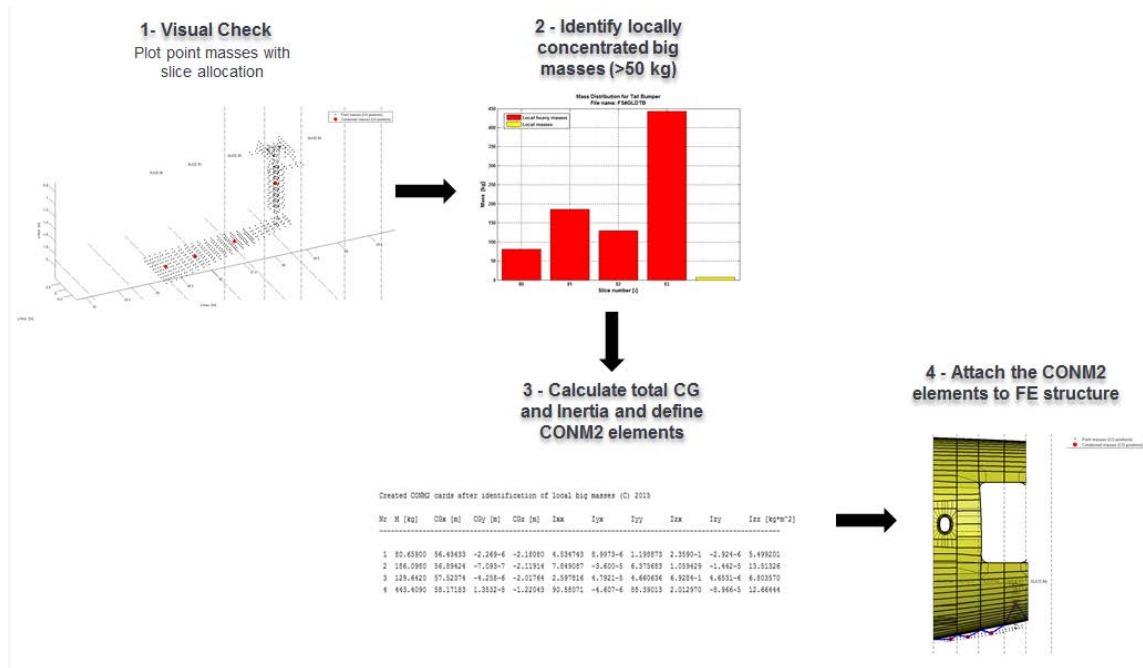


Abbildung 2-93: Schematische Darstellung zur Identifizierung lokal wirkender schwerer Massen

Ergebnisse und Fazit

Die Ergebnisse der MAC-Korrelation (MAC-Matrix) nach der neuen Massenmodellierung für den Rumpf und das Hauptdeck (engl. Main Deck) für den Frequenzbereich < 10 Hz sind aus der folgenden Abbildung zu nehmen.

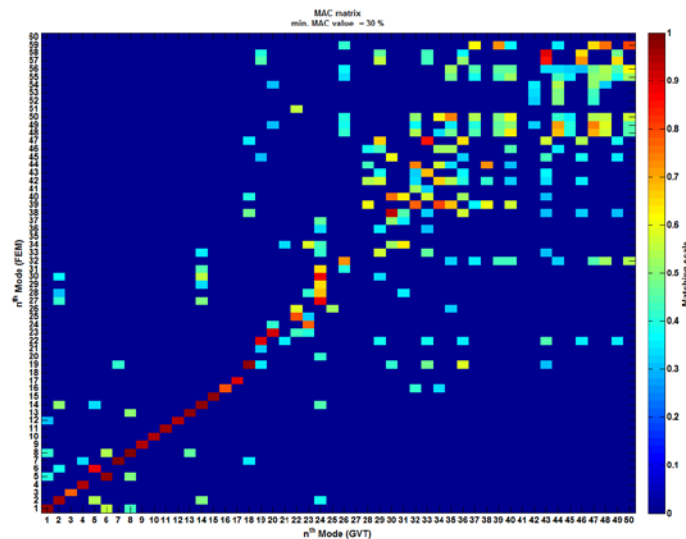


Abbildung 2-94: MAC-Matrix nach der neuen Massenmodellierung (f < 10Hz)

Die Eigenmodenpaarung zwischen dem numerischen FE Modell und dem Test kann mit Hilfe eines eigens implementierten Analysetools bestimmt werden. Hierbei kann für die Korrelation eine maximale Frequenzabweichung (max.10%) sowie einen Mindestwert für den MAC (min. 40%) definiert werden. Die Ergebnisse der Eigenmodenpaarung für den Frequenzbereich <10 Hz wurden erarbeitet.

Die Ergebnisse nach der neuen Massenmodellierung können wie folgt zusammengefasst werden:

- Die im ursprünglichen FE Modell fehlenden Moden #23 ($f=5.78\text{Hz}$) und #31 ($f=7.65\text{Hz}$) konnten identifiziert werden (siehe Abbildung). Im Frequenzbereich $< 10\text{Hz}$ konnten im Vergleich zum ursprünglichen Modell 10 Moden zusätzlich identifiziert werden,
- Drei Moden (#20, #32 und #44), die im ursprünglichen FE Modell identifiziert worden sind, konnten dagegen nicht identifiziert werden
- Der kritische Mode (#28, $f = 7.28\text{ Hz}$) fehlt nach wie vor im numerischen Modell

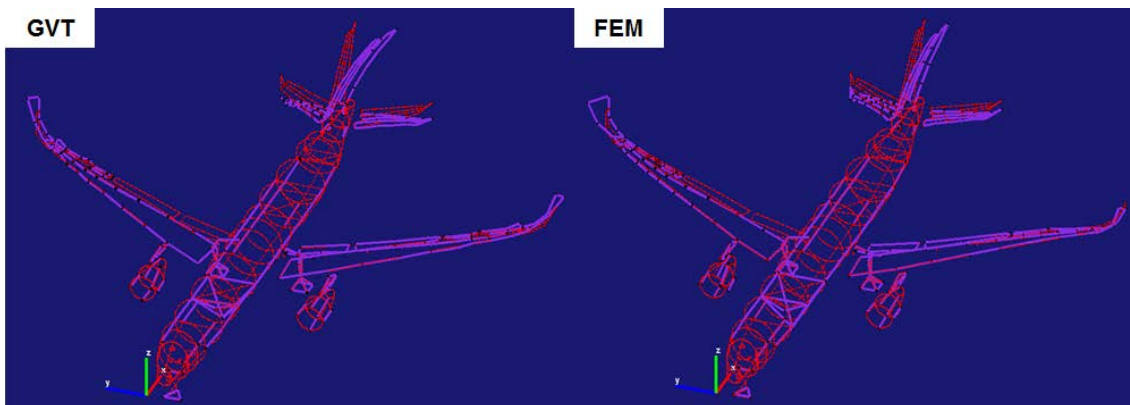


Abbildung 2-95: Visualisierung des Eigenmodes #23 bei $f = 5.78\text{ Hz}$ (links: GVT, rechts: FEM)

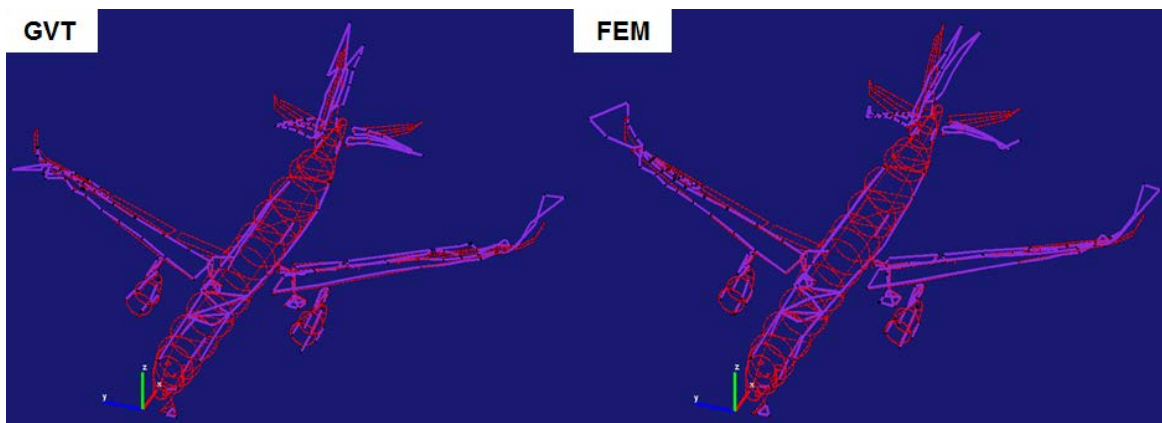


Abbildung 2-96: Visualisierung des Eigenmodes #31 bei $f = 7.65\text{ Hz}$ (links: GVT, rechts: FEM)

Mit dem oben beschriebenen Ansatz konnte gezeigt werden, dass vor allem für die primäre Struktur des Rumpfes die Massenverteilung(-modellierung) durch eine physikalische Dichte statt konzentrierten Punktmassen realisiert werden muss, um die globalen Rumpfmodes im numerischen Modell zu identifizieren. Weiterhin müssen die lokal wirkenden schweren Massen mit relativ großen Trägheitsmomenten lokal an die Struktur angebunden werden, um auch die lokalen Moden zu simulieren. Es muss an dieser Stelle auch erwähnt werden, dass für eine realistischere Massenmodellierung eine feinere Massenverteilung als Input vorliegen muss. Das dynamische Verhalten des Gesamtflugzeugs im Frequenzbereich $>10\text{ Hz}$ kann nur durch eine feinere Massenmodellierung im numerischen FE Modell simuliert werden.

Die Realisierung der Anbindung dieser feinen Massen an die FE Struktur erfordert einerseits hohe ingenieurstechnische Erfahrung und andererseits sollte hier ebenfalls das Aufwand-Nutzen-Verhältnis in Betracht gezogen werden.

3 Nutzen und Verwertbarkeit

Airbus Deutschland erarbeitete die Herausforderungen der Laminartechnologie an der Flügelvorderkante und liefert damit ein ausgereiftes Konzept für das Krügerhochauftriebs- und Insektenschutzsystem und seine Integration in den Flügelkasten inkl. der validierten Oberflächenanforderungen.

Mit der Entwurfsverifikation der hoch-integrierten CMF-Klappe in dieser Vielholmer-CFK-Bauweise wird der notwendige „step change“ in eine völlig neue Generation von Flugzeug Landeklappen erreicht und damit in das nächste, verbesserte Produkt integrierbar.

Für die flugphysikalische Simulations- und Versuchsprozesskette in dem Entwicklungszyklus für zu entwickelnde Flugzeugfamilien wird in der kosten- und terminkritischen Flugerprobungsphase neben der Erhaltung der kurzen Prozesszeiten, die Verbesserung der Modelle / Methoden um die dynamischen Aspekte der aeroelastischen-strukturellen Vorhersage erzielt, um robuste und leistungsfähige Komponenten und zertifizierte Gesamtflugzeugkonzepte bereitzustellen.

3.1 TP1 ATLATUS

Die im TP1 ATLATUS erzielten FuT-Ergebnisse fließen direkt in Nachfolgeprojekte und parallel laufende FuT-Projekte im Nationalen und Europäischen Rahmen ein. Ziel ist es die Laminartechnologie in einem Flugversuch im Rahmen von JTI Clean Sky am BLADE in 2017 nachzuweisen.

3.2 TP2 InCome / CMF

Wirtschaftliche Erfolgsaussichten / Anschlussfähigkeit

Die hoch integrierte Kohlefaser-Vielholmer-Klappe (Integrated Composite Multispar Flap) dieser Bauweise bildet den notwendigen Step Change in eine völlig neue Generation von Kurzstrecken Flugzeug Landeklappen mit einer sehr hohen Stückrate.

Es besteht ein generelles großes Interesse von Airbus, die CMF-Klappe in das nächste Flugzeugprogramm zu integrieren. Dieser Verbund sicherte die Technologiereife und die Technologieführerschaft von Airbus Deutschland gegenüber der Konkurrenz ab. Die CMF-Klappe ist die derzeit herausragende Technologie, die dazu beiträgt den Bau der Landeklappen für alle zukünftigen Kurzstreckenflugzeuge inklusive Inkrementeller Entwicklungen vorzubereiten.

Airbus verfolgte mit diesem Teilprojekt TP2 InCome (CMF-Neo) im Rahmen des Verbundprojektes ProWinGS folgende Ziele:

- Signifikante Reduktion der Fertigungskosten und der Fertigungsdurchlaufzeit,
- Sicherung des Fertigungsstandortes Bremen.

Wissenschaftliche und/oder technische Erfolgsaussichten im TP2

Damit wurde speziell in diesem Teilprojekt/Arbeitspaketen folgendes technisches Arbeitsziel erreicht, die die weitere Verwertung hinsichtlich der technischen Weiterentwicklung begünstigen:

Signifikante Reduktion des Zusammenbauaufwands der Komponente durch Minimierung der Anzahl der Bauteile (hochintegrierte Bauweise) und Optimierung des Zusammenbauprozesses (signifikante Reduzierung der Befestigungselemente).

3.3 Nutzen und Verwertbarkeit in TP3

Wirtschaftliche und technische Erfolgsaussichten und Anschlussfähigkeit

Arbeitsinhalte und Ablauf des Vorhabens waren so angelegt, dass einerseits die förderpolitischen Ziele und andererseits die technisch-wissenschaftlichen Ziele sicher erreicht wurden.

Wesentlich in diesem Zusammenhang war, dass die in TP3 ATLAS erarbeiteten Lösungsansätze pragmatisch waren und weiterhin direkt auf den laufenden industriellen Prozess übertragen werden konnten.

Im Anschluss an ProWinGS und im Zuge der Verwertung wurden bereits Teilergebnisse aus TP3 ATLAS genutzt:

Basierend auf den Ergebnissen können für Kurz- und Langstreckenflugzeuge optimierte Anregungsmöglichkeiten zur Identifikation der Eigenformen im Rahmen der neu kommenden Schwingversuchen anstelle eines kosten- und zeitaufwendigen Standschwingtest benutzt werden.

Es ist geplant, die Ergebnisse ab 2016 für die Vorbereitung eines optimierten Standschwingversuchs, die Verbesserung der aerodynamischen und strukturdynamischen Modellierung des Flugzeugs einschließlich der Auswertung der zugehörigen Testdaten, die Entwicklung eines Komfortverbesserungs-, Lastabminderungs- oder Lastüberwachungssystemen einzusetzen.

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

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

Die in ProWinGS kooperierenden Partner waren planmäßig auch in die Verwertung der Ergebnisse eingebunden und erhielten damit Impulse und Orientierungshilfen für ihre Forschungstätigkeiten, die in Folge auch eine noch höhere, industrielle Relevanz gewannen.

Technische Erfolgsaussichten

Die Erfolgsaussichten im Sinne eines *'not ill posed problem'* und die technische Relevanz sind hoch, weil ATLAS-ProWinGS einerseits auf *Lesson's learned* vorangegangener FuT-Zertifizierungs-Arbeiten bei neuen Flugzeugtypenreferenzen aufsetzt, und andererseits der umgehende Einsatz (ab dem Jahr 2016) der (schrittweise) erworbenen und validierten Technologien in laufenden Flugzeug-Programmen eine frühzeitige Identifizierung bzw. Vorhersage technisch kritischer Situationen sowie eine Verkürzung der Entwicklungszeit ermöglicht.

Die in 2011 und 2015 erprobten neuen Schwingversuche mit Steuerflächenanregung wurden bereits bei dem Prüfverfahren des nächsten Referenz-Großflugzeugs angewandt.

Die technischen Erfolgsaussichten sind durch die nachfolgend aufgelisteten anschliessenden Projekte nachgewiesen:

Ergebnisse sind bereits als Grundstein für die Vorbereitung nachfolgende LuFo-Projekts Atlas2Hybrid. Des Weiteren wurden Ergebnisse ebenfalls für die Europäischen Marie-Curie-Netzwerk-Anträge (Proposal für H2020-MSCA-ITN von u.a. Airbus, IBK, DLR) und den DLR-IBK-Airbus H2020 EC NEEDFUL Projektantrag (Airbus, FBZ, IBK, DLR) verwertet.

Durch Ergebnisse in Bezug auf die regelungstechnischen Aspekte der Stabilitäts- und Lastanalyse konnte das erworbene technische Kenntnis eine Teilnahme an zukünftigen CS2 Call for Proposal durch die bewiesenen erfolgreichen CS1 Projekte erlauben.

Wissenschaftliche und wirtschaftliche Anschlussfähigkeit

Durch die im Laufe der Bearbeitung der LuFo-Vorhaben FTEG und M-Fly etablierte Kooperation mit Partnern ist für ATLAS-ProWinGS ein hohes Maß an technischer und wissenschaftlicher Absicherung gegeben.

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 ATLAS enthaltener Bestandteil der Vorhabensplanung. Bezüglich der wissenschaftlichen Anschlussfähigkeit wurde in den Übergängen zwischen den Vorgänger-Programme Flexible Aircraft 1-3, MODYAS und Optodyn 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. Krüger des DLRs). Diese Balance von Auffrischung und Kontinuität wird konsequent fortgeführt.

Die wissenschaftliche Anschlussfähigkeit ist sowohl durch die nachfolgend aufgelisteten wissenschaftlichen Berichte als auch durch die im Rahmen der ATLAS-Verwertung entstandenen wissenschaftlichen Veröffentlichungen nachgewiesen.

4 Fortschritt bei anderen Stellen

4.1 TP1 ATLATUS

Siehe andere LuFo-IV Förderprojekte wie HIGHER-LE, HILIFT.

Siehe andere LuFo-V Förderprojekte wie MOVE.ON, LDAinOP, OptiHyL, ReSK/RELAX.

Siehe Europäische Förderprojekte wie JTI Clean Sky CS1 mit der Plattform SFWA.

4.2 TP2 InCome / CMF

Siehe Vorgängerprojekte aus LuFo-IV, insbesondere FTEG.

Interne Arbeiten und Projektreviews mit Darstellung des Business Cases zur industriellen Verwertung in einem Flugzeugprogramm oder in Inkrementellen Entwicklungen von Airbus.

4.3 TP3 ATLAS

Siehe andere LuFo-IV Förderprojekte wie M-Fly, FTEG und AeroStruct/FlexCraft, die bereits abgeschlossen wurden.

Siehe andere laufende LuFo-V Förderprojekte wie ATLAS2Hybrid und RELOADED.

Es ist kein weiterer wesentlicher Fortschritt anderer Stellen für das Vorhaben relevant gewesen.

5 Dokumentation im Vorhaben

5.1 Veröffentlichungen

Aufgrund der industriellen Relevanz sind während der Laufzeit von ATLAS-ProWinGS keine wesentlichen Veröffentlichungen entstanden.

5.2 Zusammenstellung der verwendeten Fachliteratur (einschliesslich Grundlagen und Hintergrundinformationen)

- [1] Azzat A. et al., *EVAAA OGT postprocessing*, Technical presentation, 06.2014, (enthält die Grundlagen/Hintergrundinformationen zu TAP3110)
- [2] Schulze B., [*Aircraft*] *DGT Verification Test Requirements*, Technical report, 5.12.2014, (enthält die Grundlagen/Hintergrundinformationen zu TAP3110)
- [3] Azzat A., [*Aircraft*] *Dynamic Ground Test Results*, Technical Report, 3.07.2015, (enthält die Grundlagen/Hintergrundinformationen zu TAP3110)
- [4] R. Nazzeri, F. Lange, M. Haupt, C. Sebastien, *Assessing sensitivities of maneuver load alleviation parameters on buckling reserve factors using surrogate model based extended Fourier amplitude sensitivity test*, 11th World Congress on Structural and Multidisciplinary Optimisation, Sydney, June 2015, (enthält die Grundlagen/Hintergrundinformationen zu TAP3130)
- [5] Nazzeri, R., Haupt, M., Lange, F., Sebastien, C., *Quick weight assessment thanks to load alleviation and structural optimization for multi-components*, Airbus PhD day 2015, Toulouse, 2015, (enthält die Grundlagen/Hintergrundinformationen zu TAP3130)
- [6] Embrechts P. et al., *Modelling Extremal Events*, Springer iss. 4, 2003, (enthält die Grundlagen/Hintergrundinformationen zu TAP3230)
- [7] Coles S., *An Introduction to Statistical Modelling of Extreme Values*, Springer iss. 1, 2001, (enthält die Grundlagen/Hintergrundinformationen zu TAP3230)
- [8] M. Postels, *Ergebnisse der Lastanalysen mittels GEV-basierter Verfahren*, (IBKT-HH-689 / D3230-D-UA-1), 2014, (enthält die Grundlagen/Hintergrundinformationen zu TAP3230)
- [9] M. Postels, *HTP-, VTP- und korrelierte Lastenanalysen mittels nichtlinearer stochastischer GEV-basierter Verfahren unter Berücksichtigung von Abhängigkeiten von Randparametern*, (MSDA8), 2014, (enthält die Grundlagen/Hintergrundinformationen zu TAP3230)
- [10] Nazzeri, R., Haupt, M., Lange, F., Sebastien, C., *Selection of critical load cases using an artificial neural network approach for reserve factor estimation*, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2015, Rostock, 2015, (enthält die Grundlagen/Hintergrundinformationen zu TAP3310)

- [11] H-G. Giessler et al., Flight Test Identification Methods for Loads Models and Applications, 11ATC-0100, AIRBUS Operations GmbH (enthält die Grundlagen/Hintergrundinformationen zu TAP3410)
- [12] Pleus S., Busch C., Lange F., *GTR: Ground Test Request for the Enhanced Dynamic Analysis of a Fuselage Cross Section*, Technical Report, 29.01.2010, (enthält die Grundlagen/Hintergrundinformationen zu TAP3110 & TAP3420)
- [13] Univ. Kassel, Fachgebiet Leichtbau und Laboratorium für Strukturmechanik, *ISSPA, Identification of Structural System Parameters*, User's Guide, 19.01.2004, (enthält die Grundlagen/Hintergrundinformationen zu TAP3110 & TAP3420)
- [14] MD/MS Nastran 2010, *Quick Reference Guide*, 5.10.2010, (enthält die Grundlagen/Hintergrundinformationen zu TAP3420)
- [15] Adhikari S., *Damping Models for Structural Vibration*, Dissertation, Uni. Of Cambridge, Sep. 2000, (enthält die Grundlagen/Hintergrundinformationen zu TAP3110 und TAP3420)
- [16] Shulkin D., *Model-based evaluation of experimental modal analysis methods for multi-axis base excitation*, Bachelor Thesis, Hochschule für Angewandte Wissenschaften, Hamburg, 21.08.2012, (enthält die Grundlagen/Hintergrundinformationen zu TAP3110 und TAP3420)
- [17] Link M., *Application of a Method for Identifying Incomplete System Matrices Using Vibration Test Data*, Zeitschrift für Flugwissenschaften und Weltraumforschung 9, 1985, pp.178-187, (enthält die Grundlagen/Hintergrundinformationen zu TAP3110 und TAP3420)
- [18] Link M., *Theory of a Method for Identifying Incomplete System Matrices from Vibration Test Data*, Zeitschrift für Flugwissenschaften und Weltraumforschung 9, 1985, pp.76-82, (enthält die Grundlagen/Hintergrundinformationen zu TAP3110 und TAP3420)

5.3 Liste der erstellten internen Dokumentation

Tabelle 5-1: Liste der erstellten internen Airbus Dokumentation in TP2.

Nr.	AP	Referenz Nr.	Titel des Dokumentes
[1]	TP2	D5750PR1311992	Burchard, A., Soehner, G., Bauer, S., et al.; Review Presentation CMF_TRL6_D5750PR1311992_V1_AB01_130626; Airbus; 26 Juni 2013; Bremen
[2]	TP2	SA5750MN1326565	Burchard, A., Soehner, G., Bauer, S., et al.; Protokoll, MoM_CMF_Composite Multispar_Flap_TRL6_SA5750MN1326565, Airbus; 28. Juni 2013

[3]	TP2	Q57VW5-450C-01	Ruge, S., Test Report; CMF Pull-off / Compression & Bending Development Tests; 10 Oct 2013; Bremen
[4]	TP2	Airbus internal	Burchard, A., Kropp, E., Seack, O. CMF Bird Strike Expert Workshop, interne Präsentation; 20.02.2013

Airbus interne Berichte, die vor allem zum Zweck Verbund-interner Kommunikation im Rahmen von ProWinGS entstanden sind, sind nachfolgend für TP3 aufgelistet.

- A. Azzat et al., „EVAAA OGT postprocessing“, Technical presentation, 06.2014
- B. Schulze, „DGT Verification Test Requirements“, Technical report, 5.12.2014
- A. Azzat, “Dynamic Ground Test Results”, Technical report, 3.07.2015
- B. Schulze, “Ground Vibration Test Requirements”, Technical report, 30.06.2015
- R. Nazzeri, F. Lange, M. Haupt, C. Sebastien, “Assessing sensitivities of maneuver load alleviation parameters on buckling reserve factors using surrogate model based extended Fourier amplitude sensitivity test”, 11th World Congress on Structural and Multidisciplinary Optimisation, Sydney, June 2015
- Nazzeri, R., Haupt, M., Lange, F., Sebastien, C., “Selection of critical load cases using an artificial neural network approach for reserve factor estimation”, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2015, Rostock, 2015
- Nazzeri, R., Haupt, M., Lange, F., Sebastien, C., “Quick weight assessment thanks to load alleviation and structural optimization for multi-components”, Airbus PhD day 2015, Toulouse, 2015
- M. Postels, “Ergebnisse der Lastanalysen mittels GEV-basierter Verfahren“, (IBKT-HH-689 / D3230-D-UA-1), 2014
- M. Postels, “HTP-, VTP- und korrelierte Lastenanalysen mittels nichtlinearer stochastischer GEV-basierter Verfahren unter Berücksichtigung von Abhängigkeiten von Randparametern“, (MSDA8), 2014
- H-G. Giessler et al., Flight Test Identification Methods for Loads Models and Applications, 11ATC-0100, AIRBUS Operations GmbH

5.4 Veröffentlichungen

Tabelle 5-2: Liste der Veröffentlichungen und Präsentation der Projektergebnisse

Nr.	AP	Referenz Nr.	Titel des Dokumentes
[5]	TP2	ILA 2014 Airbus / BMWi Stand	Veröffentlichung und Darstellung des CMF Klappenkörpers mit 4 Holmen als Verifikator / Komponente / Box.

5.5 Zusammenstellung der verwendeten Fachliteratur

TP1 ATLATUS

- [1] G. Schrauf: "Overview of European Laminar Flow Projects", CEAS/DragNet European Drag Reduction Conference, 19-21 June 2000, Potsdam.
- [2] A. L. Braslow, F. S. Collier: "Applied Aspects of Laminar-Flow Technology". In: D. M. Bushnell, J. N. Hefner (Eds); "Viscous Drag Reduction in Boundary Layers", Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 123, 1990, 47 -78.
- [3] A. Fage: "The Smallest Size of a Spanwise Surface Corrugation which affects Boundary-Layer Transition on an Airfoil", Aeronautical Research Council, Reports and Memoranda, No. 2120, January 1943.
- [4] J. P. Nenni, G. L. Gluyas; „Aerodynamic Design and Analysis of an LFC Surface“, Astronautics and Aeronautics, July 1966, 52-57.
- [5] D. Arnal: "On The Influence of Steps and Gaps on Transition". In "Advances in Laminar-Turbulent Transition Modelling", WSU-VKI Lecture Series,WSU, Dayton OH, 12-15 January 2009.
- [6] E. G. Feindt: „Untersuchungen über die Abhängigkeit des Umschlages laminar-turbulent von der Oberflächenrauigkeit und der Druckverteilung“. Jahrbuch 1956 der Schiffsbau technischen Gesellschaft, Band 50, (1957), 180-203.
- [7] 27th International council of the aeronautical sciences - ICAS, 19-24 Sept. 2010, Nice, France
- [8] W. S. Coleman: "A Theoretical Approach to the Aerodynamically Significant properties of Roughness from Insects". The Aeronautical Quarterly, Vol. 11, May 1960, pp. 171-194.
- [9] W. S. Coleman: „Roughness due to Insects“. In: G. V. Lachmann "Boundary Layer and Flow Control - Its Principles and Applications", Volume 2, Pergamon Press, Oxford/London/New York/Paris, 1961,pp. 682-747.
- [10] Boeing: "High Reynolds Number Hybrid Laminar Flow Control (HLFC) Flight Experiment", Volume 3: "Leading Edge Design, Fabrication, and Installation". NASA/CR-1999-209325, April 1999.
- [11] W. S. Coleman: „Roughness due to Insects“. In: G. V. Lachmann "Boundary Layer and Flow Control - Its Principles and Applications", Volume 2, Pergamon Press, Oxford/London/New York/Paris, 1961,pp. 682-747.
- [12] K.S. Breuer, M.E. Grimaldi, J. Gunnarsson, M. Ullmar: "Linear and Nonlinear Evolution of Boundary Layer Instabilities Generated by Acoustic-Receptivity Mechanisms", AIAA 96-0183, 34th Aerospace Sciences, Meeting & Exhibit, January 15-18, 1996, Reno.
- [13] W.S. Saric: "Experiments in 2-D Boundary layers: Stability and Receptivity". Paper 3 of "Advances in Laminar Turbulent Transition Modeling", AVT-151 RTO AVT/VKI Lecture Series, von Karman Institute, Rhode St. Genèse, Belgium, 9 -12 June 2008.

- [14] W.S. Saric: "Experiments in 3-D Boundary Layers: Stability and Receptivity". Paper 8 of "Advances in Laminar Turbulent Transition Modeling", AVT-151 RTO AVT/VKI Lecture Series, von Karman Institute, Rhode St. Genèse, Belgium, 9 -12 June 2008.W. S.. 682-747.
- [15] V. Togiti, B. Eisfeld: „Prediction of Stall Behavior of an Airfoil with and without Iced Obstacle.“ DLR IB in preparation, 2011.
- [16] J. Szodruch: „Transsonischer Laminar-Flügel“. Ziviles Komponenten Programm, Abschlußbericht, Februar 1990.
- [17] U. Dreßler, H. Hansen, S. Rill, K. H. Horstmann, C. H. Rohardt, G. Wichmann: „Design of the Fokker100 Natural Flow Glove“. ELFIN Technical Report No. 7, 5th March 1992.
- [18] G. Schrauf, J. Perraud, F. Vitiello, F. Lam, H. W. Stock, A. Abbas: „Transition Prediction with linear stability theory. Lessons learned from the ELFIN F100 flight demonstrator“. 2nd European Forum on Laminar Flow Technology, 10.-12. 6. 1996, Bordeaux. Proceedings published by AAAF. 6, Rue Galilée, 75782 Paris, France
- [19] G. Schrauf, J. Perraud, D. Vitiello, F. Lam: „A comparison of linear stability theories using F100-flight tests“. AIAA-Paper 97-2311, 15th AIAA Applied Aerodynamics Conference, June 23-25, 1997, Atlanta, Georgia, USA.
- [20] H. Hansen, G. Schrauf, R. Rohard: „Erste Ergebnisse der F100 Laminarhandschuhtests“. In: Strömungen mit Ablösung, 8. DGLR Fach-Symposium 10.-12. November 1992, Köln-Porz. DGLR-Bericht 92-07, 1992.
- [21] G. Schrauf, J. Ponsin: "Investigation of the Influence of Surface Waviness on the Laminar-Turbulent Transition Using the ELFIN F100-Flight Tests". 9. DGLR-Fach-Symposium, 4.-7. Oktober 1994, Erlangen, DGLR-Bericht 94-04, 1994.

Teilprojekt TP2 CMF

- [1] Airbus interne Berichte zur Zusammenarbeit mit ZAGI zu CFK Bauweisen, Airbus, 2005.
- [2] Abschlussbericht zum Förderprojekt durch das Land Bremen, 2009, Airbus interner Bericht.

C. Brauner, A. S. Herrmann, "Analysis of manufacturing induced shape distortions and stress on the Application of a large Composite Structure", International Conference "Mechanics of Nano, Micro and Macro Composite Structures", Politecnico di Torino, 18-20 June 2012, Turin, Italy

C. Brauner, A. S. Herrmann, S. Bauer , Analysis of process induced distortions and stresses of an integral composite landing flap, NAFEMS World Congress 2013, 9-12 June, Salzburg, Austria, ISBN – 9781874376910

C. Brauner, A. S Herrmann, S. Bauer, Virtual process chain analysis for risk reduction in the development of manufacturing processes of composite structures, 2013 European Aerospace Conference, October 3-4, Toulouse

Teilprojekt TP3 ATLAS

- [1] A. L. Braslow, F. S. Collier: "Applied Aspects of Laminar-Flow Technology". In: D. M. Bushnell, J. N. Hefner (Eds); "Viscous Drag Reduction in Boundary Layers", Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 123, 1990, 47 -78.
- [2] J. P. Nenni, G. L. Gluyas; „Aerodynamic Design and Analysis of an LFC Surface“, Astronautics and Aeronautics, July 1966, 52-57.
- [3] Gerhold, T., „Overview of the Hybrid RANS Code TAU“,MEGAFLOW -- Numerical Flow Simulation for Aircraft Design, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Ed. Kroll, N., Fassbender, J., Springer, 2005, pp. 81-92
- [4] Widhalm, Markus und Ronzheimer, Arno und Meyer, Joerg: Lagrangian Particle Tracking on Large Unstructured Three-Dimensional Meshes. AIAA-2009-472. 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit , Reno, Nevada, U.S.A..
- [5] Anke Wörner: Numerische Untersuchungen zum Entstehungsprozess von Grenzschichtstörungen durch die Interaktion von Schallwellen mit Oberflächenrauigkeiten, Dissertation an der Universität Stuttgart, Shaker Verlag, Aachen 2004, ISBN 3-8322-2809-8
- [6] Würz, W; Herr, S.; Wagner, S; Kachanov, Y.S.: Experimental Investigation on 3D Acoustic Receptivity of a Laminar Boundary Layer in the Presence of Surface Non-Uniformities, Stab Symposium, 1998.
- [7] Goldstein, M.E.: Aeroacoustics, 1976 McGraw-Hill
- [8] Pierce, A.D.: Acoustics: An Introduction to its Physical Principles and Applications, 1989, Acoustical Society of America
- [9] Seitz, A.: Freiflug-Experimente zum Übergang laminar-turbulent in einer Tragflügelgrenzschicht, DLR-Forschungsbericht, FB 2007-01
- [10] Knopp, T., Eisfeld, B., Cavlo, J.: A new extension for k–Omega turbulence models to account for wall roughness, Intern. Journal of Heat and Fluid Flow, Vol. 30, 2009, pp. 54-65
- [11] Aupoix, B., „A General Strategy to Extend Turbulence Models to Rough Surfaces“, Journal of Fluids Engineering, ASME, 2007
- [12] Hellsten, A., Laine, S., "Extension of k-Shear-Stress Transport Turbulence Model for Rough-Wall Flows“, AIAA Journal, Vol. 36, No. 9, 1998

6 Verzeichnisse

6.1 Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1-1: Übersicht über Laminaraktivitäten bei Airbus und Partner	16
Abbildung 1-2: Effekt einer Vorwärtsstufe auf die Laminarität.....	17
Abbildung 1-3: Effekt von Insektenrückständen auf die Laminarität.....	18
Abbildung 1-4: Krüger als Hochauftriebselement und Insektenschutzschild: Effekt von leichten und schweren Insekten auf die Insektenflugbahn	18
Abbildung 1-5: VFW614 ATTAS mit Laminarhandschuh: Effekt des Triebwerklärms auf Transition	19
Abbildung 1-6: Test von laminare Lauflängen mit unterschiedlichen Oberflächen an einer Fokker F100.....	20
Abbildung 1-7: Teilprojektstruktur des Verbundes respektive des Airbus Vorhabens ProWinGS mit den Beiträgen des DLR als Verbundpartner in TP1 ATLATUS und TP3 ATLAS und Angabe der potentiellen FuE-Unterauftragspartner	23
Abbildung 1-8: Teilprojekt- und Arbeitspaketstruktur des Airbus Vorhabens ProWinGS (LuFoIV-4) und des Verbundes ProWinGS.....	27
Abbildung 1-9: Arbeitspaketstruktur (APS) des Teilprojektes TP1 ATLATUS mit Illustration der Themenschwerpunkte pro Arbeitspaket.	28
Abbildung 1-10: Arbeitspaketstruktur mit Teilarbeitspaketen (FuE-Aufgaben) des Teilprojektes TP2 „In-Come“ mit dem AP2100 CMF - Composite Multispar Flap.....	34
Abbildung 1-11: Technologieentwicklungspfad für die Integrierte Composite Multispar Flap (TP2 „In-Come“, AP2100 CMF).	35
Abbildung 1-12: Skizzenhafte Darstellung einer Kohlefaserklappe in Vielholmer-Bauweise .	35
Abbildung 1-13: Arbeitspaketstruktur für das Teilprojekt TP3 ATLAS in dem LuFoIV-4 Airbus Vorhaben ProWinGS mit Angabe der Teilarbeitspakete (FuE-Aufgaben) und möglicher Unteraufträge wie u.a. an IBK Innovation.	39
Abbildung 2-1: Arbeitspaketstruktur des TP1 ATLATUS des Vorhaben und Verbundes ProWinGS	54
Abbildung 2-2: Darstellung des 2D Modells (Profilschnitt) für Messungen im DNW-NWB.....	55
Abbildung 2-3: Einbau des 2D Modells in die Messstrecke des DNW-NWB	56
Abbildung 2-4: Numerische Untersuchungen an der Stufe des 2D Modells	56
Abbildung 2-5: Stabilitätskurven und N-Faktor für den DNW-NWB für die betrachtete natürliche TS-Instabilität.	57
Abbildung 2-6: Einfluss der Instrumentierung auf das Windkanalmodell.....	58
Abbildung 2-7: Einfluss der Stufe auf das Windkanalmodell	58
Abbildung 2-8: Einbau des Windkanalmodells in die Messstrecke.....	59
Abbildung 2-9: Einfluss der Nietköpfe auf die Auslegung des Windkanalmodells	59
Abbildung 2-10: Einfluss der Nietköpfe auf laminare Strömung	59
Abbildung 2-11: Einfluss der Einlegeleiste auf Windkanalmodell	60
Abbildung 2-12: Numerische Simulation der laminaren Profilmströmung mit FLOWer.....	61
Abbildung 2-13: Numerische Simulation der laminaren Profilmströmung mittels Direkter Numerischer Simulation (DNS): Darstellung eines Wellenpakets aus TS-Wellen im Bereich einer Stufe.....	61
Abbildung 2-14: Numerische Simulation der Umströmung des Windkanalmodell mit Modellierung der gesamten Messstrecke des Windkanals	61

Abbildung 2-15: Aufbau des 6-Kamera-Systems im Windkanalmodell integriert.....	62
Abbildung 2-16: Optischer Aufbau und Integration in der Messstrecke zur Optischen Vermessung / Zugänglichkeit.	62
Abbildung 2-17: Optischer Aufbau und Integration in der Messstrecke zur Optischen Vermessung / Zugänglichkeit.	62
Abbildung 2-18: Sketch zur Sinnfälligkeit des Krüger Entwurfs zwecks Laminarhaltung.	64
Abbildung 2-19: Sketch zur Sinnfälligkeit des Krüger Entwurfs zwecks Laminarhaltung.	65
Abbildung 2-20: Darstellung der Shielding Anforderungen für den Krüger Entwurf zwecks Laminarhaltung im Reiseflug.	65
Abbildung 2-21: Flugversuche zur Insektenkontamination mit dem DLR ATRA.	66
Abbildung 2-22: Flugversuche zur Insektenkontamination mit dem DLR ATRA.	67
Abbildung 2-23: Numerische Simulation des Eisansatzes an einem Referenzprofil mit ELSA und TAU Rechnungen.	69
Abbildung 2-24: Experimentelle Simulation des Eisansatzes an einem F1 Windkanalmodell.	69
Abbildung 2-25: Vergleich Experiment/Rechnung für die Konfiguration ohne Eisrauhigkeit aber mit ausgefahrenem Hochauftriebssystem (Konfiguration 21°/15°) gerechnet mit S-A Modell (ELAS und TAU).....	69
Abbildung 2-26: Vergleich der Unterschiede zwischen Experiment/Rechnung für den Fall ohne Eisrauhigkeit, aber mit ausgefahrenen Hochauftriebssystem.....	70
Abbildung 2-27: Vergleich Experiment/Rechnung für die Konfiguration mit Eisrauhigkeit und ausgefahrenem Hochauftriebssystem (21°/15°).	70
Abbildung 2-28: Unterschied Experiment/Rechnung für die Konfiguration mit Eisrauhigkeit und ausgefahrenem Hochauftriebssystem (21°/15°).....	70
Abbildung 2-29: Unterschied Experiment/Rechnung für die Konfiguration mit Eisrauhigkeit und ausgefahrenem Hochauftriebssystem (21°/15°).....	70
Abbildung 2-30: Übersicht der Klappenelemente zur Anpassung an das 4-Holm Design	75
Abbildung 2-31: Versuchsaufbau zum Lasteinleitungstest.....	75
Abbildung 2-32: Versuchsaufbau zum Lasteinleitungstest.....	76
Abbildung 2-33: Beispiel des FE-Model für den Lasteinleitungsbereich.....	76
Abbildung 2-34: Beispiel des FE-Model für den Lasteinleitungsbereich.....	77
Abbildung 2-35: Analyse der Zwickelkavitäten.....	77
Abbildung 2-36: Beispiel einer Deformationssimulation), FIBRE Bremen	78
Abbildung 2-37: Darstellung zur Bemessung der Spaltmaße.....	78
Abbildung 2-38: CATIA Analyse zu aerodynamischen Verformungen (zur Visualisierung!) ..	78
Abbildung 2-39: CMF Herstellungsprozess.....	79
Abbildung 2-40: Prototyp im 4-Holm Design.....	79
Abbildung 2-41: CMF Rework-Prozess und NDT Ergebnisse.....	80
Abbildung 2-42: Reparaturprozessschema.....	80
Abbildung 2-43: Arbeitspaketstruktur von ATLAS im LuFoIV-4-Vorhaben ProWinGS.....	83
Abbildung 2-44: Einfluss der gedämpften Aktuatoren auf die Modalanalyse: Modale Dämpfungskoeffizienten in Abhängigkeit von Eigenfrequenzen.....	86
Abbildung 2-45: Vergleich von gemessenen und simulierten Antworten im Zeit- und Frequenzbereich in der Oberschale (One direction base excitation (y-axis), sensor output: PL7C39 y-channel).....	87

Abbildung 2-46: Vergleich von gemessenen und simulierten Antworten im Zeit- und Frequenzbereich im Flügelmittelkastenbereich (One direction base excitation (y-axis), sensor output: WIV36FL y-channel).....	88
Abbildung 2-47: Schematische Darstellung der verschiedenen Dämpfungsmechanismen am A319-Rumpfsegment.....	88
Abbildung 2-48: Einfluss der gedämpften Aktuatoren auf die Modalanalyse: Matlab-Funktion zur Berechnung der Fehlermatrix ΔH	90
Abbildung 2-49: Vergleich der gemessenen, reproduzierten und analytischen (guessed) Antworten im y-Channel des Sensors PL07C9 in der Oberschale (Base Excitation: sine sweep lateral).....	90
Abbildung 2-50: Identifizierte Transferfunktion $H_{2,2}(i\omega)$ mit unterschiedlicher Anzahl der Test-Sets aus dem GVT des A319-Rumpfsegments.....	91
Abbildung 2-51: Identifizierte Transferfunktion $H_{2,2}(i\omega)$ mit unterschiedlicher Anzahl der Test-Sets aus dem GVT des A319-Rumpfsegments.....	91
Abbildung 2-52: Auszug aus dem PolyMAX-Skript im MEViTA.....	92
Abbildung 2-53: MEViTA-GUI-Untermenü: Job File.....	93
Abbildung 2-54: MEViTA-GUI-Untermenü: Model Preparation.....	93
Abbildung 2-55: MEViTA-GUI-Untermenü: Excitation.....	94
Abbildung 2-56: MEViTA-GUI-Untermenü: Simulation.....	94
Abbildung 2-57: MEViTA-GUI-Untermenü: Data Analysis.....	94
Abbildung 2-58: Auszug aus dem Dampingmatrix-Generations-Skript im MEViTA.....	95
Abbildung 2-59: Ergebnisse der experimentellen und analytischen Modalanalyse.....	96
Abbildung 2-60: Erstellung eines initialen Gittermodells für gewählte Komponenten.....	99
Abbildung 2-61: Auftriebsverteilung aus einem Querruderausschlag für den rechten Flügel.....	99
Abbildung 2-62: Erweitertes Spline GUI mit adaptierter Funktionalität für volumetrische Rumpfe.....	100
Abbildung 2-63: Vergleich der instationären 2D-Auftriebskräfte.....	101
Abbildung 2-64: Quasistationäre Inkremente (FZ/FY) am Rumpf aus einem alpha/beta Mode.....	101
Abbildung 2-65: VSAERO hybrid Modell mit einem volumetrischem Triebwerksmodell.....	102
Abbildung 2-66: Abweichung der quasistationären Inkremente von der aerodynamischen Datenbank für Engine und Pylon.....	103
Abbildung 2-67: Unterschiede in der Pylon-Geometrie zwischen einem CFD und dem erweiterten VSAERO Modell.....	103
Abbildung 2-68: Envelope-Loads-Plots für Rumpf und VTP für laterale Böen.....	104
Abbildung 2-69: Aufgestellte Fuzzy Regeln.....	108
Abbildung 2-70: Darstellung von Aktivität und Korrelation der lokalen Lösungen.....	109
Abbildung 2-71: Erster Check des Lastenschätzers.....	109
Abbildung 2-72: Relevante Lastenmessstationen und Reglerinputs.....	110
Abbildung 2-73: Erstellung eines Controller Design Models für MPC.....	111
Abbildung 2-74: Resultierendes Optimierungsproblem zur Lastenabminderung durch MPC.....	111
Abbildung 2-75: des GLA/MPC Prinzipes.....	112
Abbildung 2-76: CSF Vergleich für die Flügelwurzel (links) und für die Höhenleitwerkswurzel (rechts) für beide Flugpunkte, alle 5 Massenfälle und alle Böenszenarien.....	113
Abbildung 2-77: Vergleich der bisherigen und neuen Lastfallselektierung.....	115
Abbildung 2-78: Multilayer perceptron neuronales Netz.....	116

Abbildung 2-79: Vergleich der Reservefaktoren mittels neuronalem Netzes für wrinkling, ohne (links) und mit (rechts) Manöverlastabminderungssystem, ohne (links) und mit (rechts) Regularisierung	117
Abbildung 2-80: Vergleich der beiden SMT Enveloppe.....	118
Abbildung 2-81: Teststruktur auf Trägerrahmen und befestigte Teststruktur auf Prüfstand..	121
Abbildung 2-82: 3D-Schnittbild der hydraulischen Schwingtischeinrichtung HYDRA (Hydraulic Shaker).....	121
Abbildung 2-83: Positionen der Beschleunigungssensoren am A319-Rumpfsegment (links: Draufsicht, rechts: Seitenansicht)	122
Abbildung 2-84: Mass attachment concept.....	122
Abbildung 2-85: Zusatzmasse (Tetragon) mit Fixationsstäben	123
Abbildung 2-86: Sensorpositionen am Schwingtisch	123
Abbildung 2-87: Schematische Darstellung der Separationsmethode.....	125
Abbildung 2-88: Identifizierte modale Parameter (links) sowie MAC Korrelationsergebnisse (rechts) nach der Einführung der Separationsmethode.....	125
Abbildung 2-89: Finale MAC Matrix	127
Abbildung 2-90: Vergleich der MAC-Ergebnisse.....	127
Abbildung 2-91: Anbindung der Punktmasse an die Struktur	128
Abbildung 2-92: Massen- und Dichteverteilung am Rumpf	129
Abbildung 2-93: Schematische Darstellung zur Identifizierung lokal wirkender schwerer Massen	130
Abbildung 2-94: MAC-Matrix nach der neuen Massenmodellierung ($f < 10\text{Hz}$)	130
Abbildung 2-95: Visualisierung des Eigenmodes #23 bei $f = 5.78\text{ Hz}$ (links: GVT, rechts: FEM)	131
Abbildung 2-96: Visualisierung des Eigenmodes #31 bei $f = 7.65\text{ Hz}$ (links: GVT, rechts: FEM)	131

6.2 Tabellenverzeichnis

Tabelle 1-1: Übersicht Verbundpartner und Arbeitsthemen	51
Tabelle 1-2: Übersicht Verbundpartner und Arbeitsthemen	52
Tabelle 2-1: Arbeitsziele FTEG und ProWinGS	74
Tabelle 2-2: Liste der wesentlichen Unterauftragnehmer im Projekt Atlas.	83
Tabelle 2-3: Verschiedene Konfigurationen des neuronalen Netzes.....	117
Tabelle 2-4: Zusammenfassung der Ergebnisse der verschiedenen Ersatzmodelle	117
Tabelle 2-5: Ergebnisse der experimentellen und analytischen Modalanalyse	126
Tabelle 2-6: Ergebnisse der experimentellen Modalanalyse mit den Beschreibungen der Test-Sets.....	126
Tabelle 5-1: Liste der erstellten internen Airbus Dokumentation in TP2.....	138
Tabelle 5-2: Liste der Veröffentlichungen und Präsentation der Projektergebnisse	139

7 Anlage Schlussbericht

- Berichtsblatt (Kurzfassung in Deutsch und Englisch) für die Veröffentlichung

Dies ist die letzte Seite des Dokuments.

Berichtsblatt

1. ISBN oder ISSN	2. Berichtsart (Schlussbericht oder Veröffentlichung) Schlussbericht zur Veröffentlichung
3. Titel ProWinGS Schlussbericht - Technologie-Produktentwicklungen durch Windkanalversuche, Grundlegende Tests und Simulationen (Airbus Vorhaben)	
4. Autor(en) [Name(n), Vorname(n)] Dr. Burkhard Gölling; Heinz Hansen, Stefan Schnaubelt et al.; Alexander Burchard, Martin Gerber, Dr. Stefan Bauer et al.; Dr. Michael Kordt et al.	5. Abschlussdatum des Vorhabens 31.12.2015
	6. Veröffentlichungsdatum 30.09.2016
	7. Form der Publikation Schlussbericht
8. Durchführende Institution(en) (Name, Adresse) Airbus Operations GmbH Kreetslag 10 , 21129 Hamburg.	9. Ber. Nr. Durchführende Institution ProWinGS_ AIRBUS_Schlussbericht
	10. Förderkennzeichen 20A1103A
	11. Seitenzahl 149
12. Fördernde Institution (Name, Adresse) Bundesministerium für Wirtschaft, Technologie und Energie (BMWi), Referat Luftfahrt und Luftfahrttechnologien, Berlin	13. Literaturangaben 39
	14. Tabellen 11
	15. Abbildungen 109
16. Zusätzliche Angaben Mitwirkende Verbundpartner DLR, Göttingen et al..	
17. Vorgelegt bei (Titel, Ort, Datum) Projekträger Luftfahrttechnologien (PT-LF), c/o Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Königswintererstrasse 522-524, Bonn, eingereicht im Juli 2016.	
18. Kurzfassung Das Airbus Vorhaben ProWinGS untersuchte FuT Themen zur Laminartechnologie (TP1), CFK-Hinterkantenklappe (TP2) sowie zur Methoden- und Werkzeug-Entwicklung für den aerelastischen und Lastreduzierten Entwurf und Nachweis für die Zertifizierung neuer Flugzeugtypen (TP3). - Eruierung der Toleranzen von Störungen an der Vorderkante und Laminaflügeloberseite zur Sicherstellung der Laminaren Strömungseigenschaften mit Blick auf die optimale Ausnutzung der Treibstoffersparnis, aber auch mit Blick auf Reduktion der höchsten Strukturanforderungen an Entwurf und damit auch Gewichtsoptimierung (Teilprojekt TP1), Technologieführerschaft in der Entwicklung und operativen Nutzung einer integrierten Kohlefaserklappe in Vielholmerbausweise. (Teilprojekt TP2), Weiterentwicklung von Methoden und Verfahren in der statischen Lastsimulation und Aeroelastischen Bewertung von Komponenten bis hin zum Gesamtflugzeug. Vertiefung und Verifikation der Methoden und Verfahren in der dynamischen Lastsimulation und Aeroelastik zwecks Reduktion der Kosten und Durchlaufzeiten für die Zertifizierung des Entwurfs. (Teilprojekt TP3).	
19. Schlagwörter Hochauftriebsentwurf, Laminartechnologie, Tests, Simulationen, Strukturkonzepte; integrierte Bauweisen; Lasten, Aeroelastik, Ermüdung; Numerische Methoden.	
20. Verlag	21. Preis

Document Control Sheet

1. ISBN or ISSN	2. type of document (e.g. report, publication) Final Report	
3. title ProWinGS Closure report – research on technology products by wind tunnel tests, ground tests and simulations (Airbus project)		
4. author(s) (family name, first name(s)) Dr. Burkhard Gölling; Heinz Hansen, Stefan Schnaubelt et al.; Alexander Burchard, Martin Gerber, Dr. Stefan Bauer, et al.; Dr. Michael Kordt et al.	5. end of project 31.12.2015	
	6. publication date 30.06.2016	
	7. form of publication Final Report	
8. performing organization(s) (name, address) Airbus Operations GmbH Kreetslag 10 , 21129 Hamburg.	9. originator's report no. ProWinGS_ AIRBUS_Schlussbericht	
	10. reference no. 20A1103A	
	11. no. of pages 149	
12. sponsoring agency (name, address) Bundesministerium für Wirtschaft, Technologie und Energie (BMWi), Referat Luftfahrt und Luftfahrttechnologien, Berlin	13. no. of references 39	
	14. no. of tables 11	
	15. no. of figures 109	
16. supplementary notes ProWinGS compound project was funded by German Government, BMWi.		
17. presented at (title, place, date) Projekträger Luftfahrttechnologien (PT-LF), c/o Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Königswintererstrasse 522-524, Bonn, eingereicht im Juli 2016.		
18. abstract Das Airbus project ProWinGS had investigated several research and technology topics in the area of laminar technology (TP1), CFRP flap trailing edge component (TP2) and methods and tools for the loads analysis and aeroelasticity behaviour of components of aircraft reference configurations towards certification. – Especially in TP1 disturbances were tested and simulated on the leading of a laminar airfoil as well as validated a structural concept as enabler for the laminar flow in cruise. The technology leadership was achieved by design of a CRFP integrated trailing edge flap. In TP3 methods and tools were developed and applied on recent loads reduction, aeroelastics problems of aircraft components. Verification and validation of methods and tools of dynamic loads and aerleastics designs in order to reduce the reduction of costs and test duration for certification.		
19. keywords High-lift / movable design, krueger design; laminar technology; tests and simulations; structure concepts; integrated concepts; loads; aeroelastics; fatigue; numerical methods.		
20. publisher	21. price	