



## **DLR-IB-AE-GO-2018-157**

Technologien zur Analyse und  
Reduktion von Lasten an  
Verkehrsflugzeugen  
(ATLAS2Hybrid/ReduLa):  
Schlussbericht

Laufzeit: 01/2015-03/2018

W. Krüger (Projektleiter)





**Förderung im Rahmen der  
Luftfahrtforschung und -technologie**

**Schlussbericht**  
des DLR-Teilvorhabens

**Technologien zur Analyse und Reduktion von  
Lasten an Verkehrsflugzeugen  
(ReduLa)**

**Förderkennzeichen: 20A1303B**

**im Verbundvorhaben**

**ATLAS2Hybrid**

**Laufzeit: 1.1.2015 – 31.3.2018**

**Prof. Dr. Wolf Krüger  
Institut für Aeroelastik  
DLR Göttingen**

## Kurzfassung

Die Bestimmung der auf das Flugzeug wirkenden Lasten sowie aeroelastische Stabilitätsanalysen gehören zu den Hauptaufgaben bei der Flugzeugentwicklung. Die Kenntnis der Lasten ist wichtig für den Entwurf und die Auslegung eines Flugzeugs, z. B. für die Dimensionierung der Struktur, beide Analysebereiche sind zulassungsrelevant.

Die Arbeiten im Eigenantrag ReduLa befassen sich, unter den speziellen Aspekten der Lastanalyse und aeroelastischen Stabilitätsanalyse, mit dem Einsatz und der Bewertung neuer Technologien (wie z.B. der Verwendung neuer Werkstoffe für den Entwurf hochflexibler Flügel sowie der aktiven Lastreduktion), der Entwicklung neuer Berechnungsverfahren für Strukturmechanik (insbesondere unter Berücksichtigung von Flug- und Bodenlasten), Aerodynamik und Aeroelastik (Nutzung von CFD, Analysen im flugmechanischen Grenzbereich), sowie mit der Validierung von Verfahren durch Experimente, z. B. durch Standschwingversuche, Windkanalversuche und Flugversuche.

Wegen der großen Anzahl notwendiger Analysen nutzen aeroelastische Stabilitäts- und Lastanalysen schnelle Rechenverfahren, oft im Frequenzbereich. Üblich ist die Verwendung linearer, korrigierter Aerodynamik-Modelle. Die dynamischen Eigenschaften der Struktur werden durch globale Parameter erfasst, in der Regel durch eine modale Darstellung der Struktur. Ermittelt werden in den Analysen globale Lasten, anschließend wird auf lokale Strukturen zurückgerechnet. Modelle werden je nach Aufgabenstellung und Analyseverfahren oft jeweils getrennt in der notwendigen Detailtiefe erstellt. Das Ziel der Aufgaben in ReduLa ist es, die Vereinfachungen im Lastenprozess zu überwinden, um eine höhere Genauigkeit der Ergebnisse zu erzielen, und dabei gleichzeitig die Analysezeit gering zu halten, sodass die große Anzahl an notwendigen Einzelanalysen im Lastenprozess weiterhin ermöglicht wird. Dazu werden die numerischen Analyseverfahren erweitert. Die Verbesserung der Verfahren zur Lastanalyse und zur Analyse der aeroelastischen Stabilität soll durch eine modulare Modellbildung erzielt werden. Kern der Aktivitäten ist es dabei, eine Modellbildung zu schaffen, die es ermöglicht, unterschiedliche Modelltiefen je nach Problemstellung zu verwenden, und dabei Modell unterschiedlicher Komplexität zusammen zu verwenden (so genannte „Hybride Modelle“). Dazu sollen im Projekt die notwendigen Verfahren entwickelt werden. Dazu gehören die Weiterentwicklung der aerodynamischen Verfahren, die Verbesserung der strukturmechanischen Modelle sowie die Verbesserung der Analyseprozesse. Weiterhin sollen operationelle Aspekte der Lastanalyse weiterentwickelt werden. Ein weiteres Ziel des Vorhabens ist es, die angesprochenen Simulationsverfahren zu verbessern, daneben die zugrunde liegenden Phänomene aber durch Versuche im Windkanal, am Boden und im Flugversuch zu validieren. Weiterhin sollen (durch Lastüberwachungssysteme) Wartungskosten und Bodenstandzeiten reduziert werden und langfristig eine Verlängerung des Lebenszyklus erreicht werden.

Das Vorhaben ReduLa ist Teil des von Airbus geführten Verbundvorhabens ATLAS2Hybrid. Ziele und Arbeiten sind eng mit den anderen Teilvorhaben des Verbundvorhabens abgestimmt.

Die Partner waren als Antragsteller das DLR mit seinem Institut für Aeroelastik, dem Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, dem Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptionik, dem Institut für Flugsystemtechnik sowie dem Institut für Regelungstechnik und Systemdynamik. Beteiligt waren weiterhin die Technische Universität Berlin, Fachgebiet Flugmechanik, Flugregelung und Aeroelastizität, die Technische Universität Hamburg-Harburg, Institut für Flugzeug-Systemtechnik, sowie die Firma IBK Ingenieurbüro Kretschmer als Unterauftragnehmer. Das Vorhaben begann am 1.1.2015 und wurde am 31.3.2018 erfolgreich abgeschlossen.

## Inhaltsverzeichnis

I	Einleitung / Kurzdarstellungen .....	5
I.1	Aufgabenstellung .....	5
I.2	Voraussetzungen .....	6
I.3	Planung und Ablauf des Vorhabens .....	6
I.4	Wissenschaftlicher und technischer Stand zu Beginn des Vorhabens .....	7
I.5	Zusammenarbeit mit anderen Stellen .....	8
II	Eingehende Darstellung des Projektes .....	9
II.1	Erzielte Ergebnisse .....	9
II.1.1	Teilprojektstruktur .....	9
II.1.2	Arbeiten und Ergebnisse pro Arbeitspaket .....	10
II.1.2.1	Hauptarbeitspaket 2000: Strukturdynamische Modellierung für Stabilitäts- und Lastanalysen .....	10
II.1.2.2	Hauptarbeitspaket 3000: Lasten- und Aeroelastikberechnungsverfahren und -modelle .....	27
II.1.2.3	Hauptarbeitspaket 4000: Lasten-, Struktur- und Systemoptimierung .....	41
II.1.2.4	Hauptarbeitspaket 5000: Stabilitäts- und Lastanalysen: Flugversuch und operationeller Betrieb .....	49
II.2	Zahlenmäßiger Nachweis .....	65
II.3	Notwendigkeit und Angemessenheit der Arbeiten .....	65
II.4	Verwertbarkeit der Ergebnisse .....	65
II.5	Fortschritt auf dem Gebiet des Vorhabens bei anderen Stellen .....	66
II.6	Erfolgte und geplante Publikationen der Ergebnisse .....	67

Fachliche Beiträge zum Schlussbericht, insbesondere zum Kapitel II.1, „Erzielte Ergebnisse“, kamen von

- M. Böswald, S. Cumnuantip, D. Quero Martin, M. Zimmer (DLR Institut für Aeroelastik)
- R. Heinrich, L. Reimer, S. Görtz, P. Bekemeyer, M. Stradtner (DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik)
- T. Bach (DLR Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik)
- P. Ohme, C. Raab (DLR Institut für Flugsystemtechnik)
- M. Pusch, G. Looye (DLR Institut für Systemdynamik und Regelungstechnik)
- M. Montel (TU Hamburg, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik)
- A. Hamann, V. Krishnamurthy (TU Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt)
- S. Adden (IBK Innovation GmbH & Co. KG, Hamburg)

## I Einleitung / Kurzdarstellungen

### I.1 Aufgabenstellung

Die wissenschaftlich-technischen Ziele des Eigenantrags ReduLa in ATLAS<sup>2</sup>Hybrid lassen sich in drei Kategorien einteilen,

- den Einsatz und die Bewertung neuer Technologien wie neuer Werkstoffe und hochflexibler Flügel sowie aktiver Lastreduktion,
- die Entwicklung neuer Berechnungsverfahren für Strukturmechanik (Flug- und Bodenlasten), Aerodynamik und Aeroelastik (Nutzung von CFD, Analysen im flugmechanischen Grenzbereich),
- sowie die Validierung von Verfahren durch Experimente, z. B. durch Standschwingversuche, Windkanalversuche und Flugversuche.

Durch die erhöhten Anforderungen an die Umweltverträglichkeit von Flugzeugen wird die Einführung neuer Technologien notwendig. Zu diesen gehört wesentlich der Einsatz neuer Werkstoffe (besonders auf CFK-Basis). Aus neuen Technologien erwachsen neue Fragestellungen, wie z. B. das Verhalten hochflexibler Flügel. Weitere neue Technologien sind der erweiterte Einsatz von Verfahren zur aktiven Lastreduktion sowie die Lastüberwachung im operativen Einsatz. Diese Technologien sollen im Projekt weiterentwickelt und prototypisch zum Einsatz gebracht werden.

Die Nutzung des vollen Potentials neuer Technologien kann nur den Einsatz geeigneter Analyseverfahren sichergestellt werden. Zu den Herausforderungen gehört dabei das Verhalten des Flugzeugs am Rand des Flugbereichs, z. B. bei Geschwindigkeiten jenseits der Reisegeschwindigkeit. Die aerodynamischen Kräfte müssen mit physikalisch genauen Verfahren berechnet werden können. Strukturmechanische Analysen müssen die genauen Lastpfade in Flügel und Rumpf abbilden können, um Lastanalysen mit ausreichender Genauigkeit durchführen zu können. Für aeroelastische Analysen der Stabilität (z. B. Flattern) und der auftretenden Lasten (z. B. bei Böen oder Manövern) müssen die erweiterten Ansätze der Aerodynamik und der Strukturmechanik gekoppelt und mit geeigneten, schnellen Lösungsverfahren ergänzt werden.

Numerische Verfahren werden einen zunehmenden Einsatz in der Flugzeugentwicklung finden. Allerdings ist es dafür notwendig, die Verfahren durch Experimente zu validieren (Beispiel Windkanalversuch), sowie die Parameter der verwendeten Modelle durch Versuche zu identifizieren, z. B. beim Standschwingversuch sowie im Flugversuch.

Die Verbesserung der Verfahren zur Lastanalyse und zur Analyse der aeroelastischen Stabilität sollte im Projekt ReduLa durch eine modulare Modellbildung erzielt werden. Kern der Aktivitäten ist es dabei, eine modulare Modellbildung zu schaffen, die es ermöglicht, unterschiedliche Modelltiefen je nach Problemstellung zu verwenden, und dabei Modelle unterschiedlicher Komplexität zusammen zu verwenden (so genannte „Hybride Modelle“). Dazu sollen im Projekt die notwendigen Verfahren entwickelt werden. Dazu gehören die Weiterentwicklung der aerodynamischen Verfahren, die Verbesserung der strukturmechanischen Modelle sowie die Verbesserung der Analyseprozesse. Weiterhin sollen operationelle Aspekte der Lastanalyse weiterentwickelt werden. Ein weiteres Ziel des Vorhabens ist es, die angesprochenen Simulationsverfahren zu verbessern, daneben die zugrunde liegenden Phänomene aber durch Versuche im Windkanal, am Boden und im Flugversuch zu validieren. Weiterhin sollen (durch Lastüberwachungssysteme) Wartungskosten und Bodenstandzeiten reduziert werden und langfristig eine Verlängerung des Lebenszyklus erreicht werden.

Im Einzelnen wurden in den Arbeitspaketen folgende technische Ziele verfolgt:

- Hochgenaue Vorhersage der Lasten bei Interaktion eines Flugzeuges mit einer Böe oder Böen-Feldern durch zeitgenaue, gekoppelte Simulation unter Berücksichtigung der Disziplinen Aerodynamik (CFD), Flugmechanik und Struktur;
- Weiterentwicklung der Methoden unterschiedlicher Eindringtiefe und von Modellen reduzierter Ordnung für die Vorhersage der aerodynamischen Lasten bei Variation des Settings der Steuerflächen des Flugzeugs;
- Demonstration des letzten verbleibenden Schritts auf dem Weg zur Verkehrszulassung des Taxi-Vibration-Tests durch die Anpassung eines numerischen Finite-Element-Modells an die experimentellen Modaldaten aus dem Taxi Vibration Test;
- Entwicklung von Methoden für den optimalen Entwurf von CFK-Flügeln mit sehr großen Verformungen mit den Schwerpunkten Strukturentwurf und –optimierung sowie den damit verbundenen aeroelastischen Analysen;
- Verbesserung der strukturdynamischen Modelle des Rumpfes für Lande- und Bodenlasten durch hybride Modelle sowie Validierung durch die Verbindung von numerischer und experimenteller Expertise;
- Design, Analyse und Test neuer Manöver für Flugversuche, bei denen Längs- und Seitenbewegungsanteile kombiniert werden;
- Entwicklung neuartiger Beobachterfunktionen zur Bestimmung von extremen, operationellen, sowie Ermüdungslasten, insbesondere unter Berücksichtigung von Feedback aus der Zulassung bzgl. unnötig konservativer Annahmen in der Lastenanalyse;
- Weiterentwicklung der Versuchstechnik für Flugschwingungsversuche zur Erhöhung der Genauigkeit und Reduktion der Versuchszeit.

## **I.2 Voraussetzungen**

Die Antragsteller haben in den Bereichen der Lastanalyse sowie der Lastreduktion ein umfassendes Know-how, welches in zahlreichen Projekten zur Anwendung gekommen ist.

Wesentliche Vorarbeiten für die Arbeiten im Verbundvorhaben ATLAS2Hybrid wurden von den beteiligten DLR-Instituten in einer Reihe von DLR-internen, nationalen sowie internationalen Forschungsprojekten geleistet. Dazu gehören insbesondere die DLR-Projekte iLOADS (Implementierung eines DLR-Lastenprozesses), LAMAIR (Auslegung eines Laminarflügels), iGREEN (transsonische Windkanalversuche mit Böengenerator), ALLEGRA (numerische und experimentelle Lastanalysen), sowie Digital-X (CFD-basierte Verfahren für Entwurf und Lastanalysen). Im Rahmen des Luftfahrtforschungsprogramms sind die Lufo-IV Verbundvorhaben M-FLY, FTEG und ProWinGS (alle unter Leitung von Airbus) zu nennen, in denen das DLR umfassende Beiträge im Bereich Loads geliefert hat, sowie das Vorhaben AeroStruct (Leitung DLR). International adressierten mehrere Projekte im Rahmen des 7. Rahmenprogramms der EU das Thema der Lastanalyse, hier insbesondere das Projekt „Smart Fixed Wing Aircraft“ (CleanSky, umfangreiche experimentelle und Simulations-Anteile) und das Projekt FFAST (CFD-basierte Böenanalysen).

## **I.3 Planung und Ablauf des Vorhabens**

Das Verbundvorhaben ATLAS2Hybrid wurden ursprünglich für den Start am 1.1.2014 und die Beendigung am 31.3.2017 geplant. Die Bewilligung erfolgte schließlich für einen Start zum 1.1.2015, mit dem vollen Budgetumfang. Da sich im Laufe des Projekts herausstellte, dass die ursprünglich für einen Bearbeitungszeitraum von 39 Monaten geplanten Aktivitäten nicht in 27 Monaten erfolgreich abgeschlossen werden konnten, wurde eine Verlängerung

bis zum 31.3.2018 beantragt und bewilligt. Das Projekt wurde am Ende der verlängerten Laufzeit zeitgerecht abgeschlossen.

Die Arbeitsfortschritte wurden durch regelmäßige fachliche Treffen der Partner sichergestellt. Die Partner nahmen darüber hinaus an den regelmäßigen Reviews des Verbundvorhabens ATLAS2Hybrid in Hamburg teil und stellten dort die Ergebnisse regelmäßig dar. Gegenüber dem Projektträger wurde die Arbeit durch Halbjahresberichte dokumentiert.

## **I.4 Wissenschaftlicher und technischer Stand zu Beginn des Vorhabens**

Der Stand der Technik lässt sich wie folgt zusammenfassen: Aeroelastische Stabilitäts- und Lastanalysen nutzen schnelle Rechenverfahren, oft im Frequenzbereich, und lineare, korrigierter Aerodynamik-Modelle. Die dynamischen Eigenschaften der Struktur werden durch globale Parameter erfasst, in der Regel durch eine modale Darstellung der Struktur. Ermittelt werden in den Analysen globale Lasten, anschließend wird auf lokale Strukturen zurückgerechnet. Modelle werden je nach Aufgabenstellung und Analyseverfahren oft jeweils getrennt in der notwendigen Detailtiefe erstellt.

In der Lastanalyse wird aufgrund der notwendigen schnellen Verfahren eine Reihe von Vereinfachungen gemacht. So geht man von kleinen Verformungen der Flügel aus, was sich sowohl auf die Berechnung der Aerodynamik wie auch der Strukturmechanik auswirkt. Der Auftrieb wird als linear mit dem Anstellwinkel approximiert. In der Böenanalyse werden Standardböen (so genannte 1-cos-Böen) angenommen, welche in dieser Form in der Realität nicht auftreten. Der transiente Lastverlauf in der Struktur, z. B. im Rumpf während eines Landestoßes, steht üblicherweise nicht zur Verfügung. Lasten werden aus modalen Modellen zurück gerechnet. Existierende Crash-Modelle sind so groß und beanspruchen eine solche Rechenzeit, dass sie für die Lastanalyse ungeeignet sind.

Zur experimentellen Überprüfung der strukturdynamischen Eigenschaften eines Flugzeugs ist für neue Flugzeugkonfigurationen ein Standschwingversuch vorgeschrieben. Ein Standard-Standschwingversuch (GVT) an einer Airbus-Konfiguration dauert z. Zt. etwa 4 Wochen. Weiterhin werden Lasten im Flugversuch ermittelt. Dieses ist aber nur an ausgewählten Stellen und mit großem Aufwand an Messtechnik möglich. Ständige Lastmessungen im Linienbetrieb sind möglich, aber noch nicht Stand der Technik.

Die zugehörige ATLAS2Hybrid-Innovation ist im Folgenden beschrieben: Das Ziel der Aufgaben in ReduLa ist es, die eingangs genannten Vereinfachungen im Lastenprozess zu überwinden, um eine höhere Genauigkeit der Ergebnisse zu erzielen, und dabei gleichzeitig die Analysezeit gering zu halten, sodass die große Anzahl an notwendigen Einzelanalysen im Lastenprozess weiterhin ermöglicht wird.

Dazu werden die numerischen Analyseverfahren erweitert. Eine modulare Modellbildung ermöglicht es, unterschiedliche Modelltiefen je nach Problemstellung zu verwenden, und dabei integrierte Modell unterschiedlicher Komplexität (so genannte „Hybride Modelle“) zu nutzen. Diese Modelle werden für die Lastanalyse im flugphysikalischen Grenzbereich, für die Verbesserung der Strukturmodelle, für die Verbesserung der Lastanalyse für Lasten-, System- und Strukturoptimierung entwickelt, sowie durch Windkanalversuche und Flugversuche validiert und für die In-service Lastüberwachung angepasst.

Durch den Einsatz neuer Testverfahren und eine schnellere Analyse kann eine verkürzte Testdauer bei gleichbleibender Genauigkeit erhalten werden, der Taxi-Vibration-Test bietet das Potential zu einer weiteren Verkürzung der Versuchszeit.

Eine Reihe von Fragestellungen bei der Lastanalyse, gerade das instationäre Verhalten der Aerodynamik im Bereich abgelöster Strömung, werden für aktuelle Flugzeugkonfigurationen relevant, können aber im Flugversuch nicht oder nur unter großen Schwierigkeiten untersucht werden. An dieser Stelle sollen einzelne Aspekte dieser physikalisch-technischen

Phänomene durch gezielte Auswertung von Windkanalexperimenten untersucht werden, um die numerischen Verfahren zu validieren.

Die Ermittlung realer Lasten am Flugzeug im Betrieb ist wichtig für die Überprüfung der Annahmen der Auslegung. Daher werden neue Verfahren zur Systemidentifikation aus Flugversuchsdaten für die Identifikation von Fluglasten, Aerodynamik und Aeroelastik weiterentwickelt. Um aktive Lastreduktion am Flugzeug betreiben zu können, werden Methoden zur integrierten Lastkontrolle genutzt und Lastregler mit Verfahren der multidisziplinären Optimierung ausgelegt. Außerdem soll das Potential einer ständigen Lastermittlung im operativen Betrieb ermittelt werden.

## **I.5 Zusammenarbeit mit anderen Stellen**

Alle Aufgaben des Teilvorhabens ReduLa waren eng mit den Arbeitspaketen im Verbundvorhaben ATLAS2Hybrid abgestimmt. Insbesondere bestand eine enge Zusammenarbeit des Antragstellers und der Unterauftragnehmer mit dem Industriepartner Airbus. Die Arbeiten in ReduLa profitierten von den Daten, die in den Windkanalversuchen im DLR-Projekt ALLEGRA sowie dem Flugversuch mit dem vom DLR betriebenen Forschungsflugzeug Gulfstream G550 HALO ermittelt wurden.

## II Eingehende Darstellung des Projektes

### II.1 Erzielte Ergebnisse

#### II.1.1 Teilprojektstruktur

Das Teilvorhaben war in vier Hauptarbeitspakete strukturiert, beginnend in der Zählung mit HAP 2000. Das erste Hauptarbeitspaket HAP 1000, Aerodynamische Berechnungsmethoden und Modelle, wurde von Airbus alleine bearbeitet.

#### **HAP 2000: Strukturdynamische Modellierung für Stabilitäts- und Lastanalysen**

- AP 2100: Modellierungsanpassung durch TVT-Validierung
- AP 2200: Hybrides Modell für Lande- und Bodenlasten
- AP 2300: Hochflexible Flügelstrukturen
- AP 2400: Analysen an einem Rumpfsegment

#### **HAP 3000: Lasten- und Aeroelastikberechnungsverfahren und -modelle**

- AP 3100: CFD-Analysen von Böenlasten
- AP 3200: Fortschrittliche Verfahren zur Lastenberechnung
- AP 3300: Dynamische Lasten bei Ablösung: Dynamic Overshoot
- AP 3400: Fortschrittliche Aeroelastikanalysen

#### **HAP 4000: Lasten-, Struktur- und Systemoptimierung**

- AP 4100: Weitergehende Integration von Lasten- und Strukturanalysen
- AP 4200: Integrierte Lastabschätzungs- und -abminderungssysteme
- AP 4300: Integrierte Lasten-, Struktur- und Systemoptimierung

#### **HAP 5000: Stabilitäts- und Lastanalysen: Flugversuch und operationeller Betrieb**

- AP 5100: Lastermittlung im Windkanal und Flugversuch
- AP 5200: Weiterentwicklung der Versuchstechnik für Flugschwingungsversuche
- AP 5300: In-Service Lastenüberwachung und -abminderung

## II.1.2 Arbeiten und Ergebnisse pro Arbeitspaket

### II.1.2.1 Hauptarbeitspaket 2000: Strukturdynamische Modellierung für Stabilitäts- und Lastanalysen

Im Hauptarbeitspaket 2000 wurden Methoden für die Weiterentwicklung und die Verbesserung strukturmechanischer und strukturdynamischer Analysen entwickelt. Die Arbeitsgebiete umfassen Methodenentwicklung für dynamische Versuche am Boden, die Weiterentwicklung von Verfahren zur Ermittlung von Lasten aus dem Landestoß sowie die Modellierung von Flügeln, Rumpf und Flugregelung für sehr elastische Flugzeuge.

### Arbeitspaket 2100: Modellierungsanpassung durch TVT-Validierung

Im Verbundvorhaben M-FLY wurden im Rahmen einer kombinierten Messkampagne vom DLR sowohl ein konventioneller Standschwingversuch (GVT) als auch ein so genannter Taxi-Vibration-Test (TVT), der wesentlich zeitsparender ist, an einer A340-600 durchgeführt.

Im Arbeitspaket 2100 wurden vom DLR Institut für Aeroelastik die Daten aus dem TVT mit den Daten aus dem GVT am selben Flugzeug verglichen. Ziel der Arbeiten war es, die Unterschiede der Datensätze zu quantifizieren, besonders aber, die Quelle für die Unterschiede der experimentellen Daten zwischen den Versuchen lokalisieren zu können. Ein Beispiel für eine Ursache der unterschiedlichen Eigenschaften des Flugzeugs bei TVT und GVT ist die Nichtlinearität der Fahrwerke. Die angepassten Simulationsmodelle erlauben eine zuverlässige Korrelation zwischen TVT-Daten und Finite-Elemente-Daten in einer Qualität, wie sie aktuell bereits mithilfe von GVT-Daten möglich ist.

Die Auswertung der Daten erfolgt mithilfe der so genannten Operational Modal Analysis Stochastic (OMA) Subspace Identification (SSI), einem Verfahren, welches ebenfalls im Rahmen der Arbeiten von ATLAS2Hybrid weiter entwickelt wurde. Eine nähere Beschreibung des Verfahrens findet sich in der Dokumentation des AP 5200 weiter hinten in diesem Bericht.



Abbildung 1: Standschwingversuch am Beluga XL, modifiziertes Leitwerk (© Airbus)

Zusätzlich wurden im AP 2100 Strategien zum Einsatz eines neuen Erregers zur Optimierung des GVT an sehr elastischen Strukturen entwickelt. Dieser ist in der Lage, einen Hub von 15 cm bei einer Erregungskraft von 900 N zu erzielen. Eine solche Erregung war z. B. notwendig, um das unkonventionelle Leitwerk des Beluga XL testen zu können, siehe Abbildungen 1 und 2.



Abbildung 2: Einsatz des Schwingungserregers am Leitwerk des Belugs XL

## Arbeitspaket 2200: Hybride Modelle für Lande- und Bodenlasten

Im Arbeitspaket 2200 wurde mit ein kombiniertes Analyseverfahren für die Simulation von Bodenlasten entwickelt. Das Verfahren nutzt eine Kopplung von Mehrkörpersimulations- (MKS-) Modellen (MKS) und Finite-Element- (FE-) Modellen (FEM). Hierfür wird zunächst der Landestoß, wie im klassischen industriellen Einsatz, mit einem MKS-Modell simuliert. Die Lasten am Fahrwerk werden aber nicht als Maximallasten auf das FE-Modell aufgebracht, sondern in Form von Daten aus einer Zeitsimulation im MKS ermittelt. Sie bilden dann den Input einer dynamischen Analyse im FE-Modell.

Für die Implementierung und die Bewertung der Verfahren wurde zunächst mit der Nutzung eines generischen und vereinfachten Flugzeugmodells begonnen. Für die weiteren Arbeiten wurde das vorhandene Modell einer DLR - D150-Konfiguration (ähnlich A320) genutzt. Das Strukturmodell des Flugzeugs stammt aus dem DLR-internen Projekt iLOADS. In der MKS-Analyse wird für das Flugzeug ein Landestoß für eine typische Landung simuliert. Das Strukturmodell des Flugzeugs in der Mehrkörpersimulation besteht aus dem exportierten und kondensierten FE-Modell (Abbildung 3 oben), das stark nichtlineare Modell des Fahrwerks wird direkt im MKS-Werkzeug abgebildet (Abbildung 3 unten). Durch den Landestoß entstehen Lasten, die für den Anschlusspunkt des Fahrwerks an den Rumpf bestimmt werden (Abbildung 4). Die Lasten in den Anschlusspunkten des Fahrwerks zum Rumpf wurden als Zeitreihen gespeichert und an das FE-Werkzeug übergeben, wo eine interne transiente Analyse durchgeführt wird und so Strukturlasten bestimmt werden können. Auf diese Weise können zu jedem Zeitpunkt so genannte „Balanced Loads“ ermittelt werden, die dann auch der Strukturdimensionierung zur Verfügung stehen. Die Schnittstelle zwischen MKS- und FEM-Werkzeug wurde im Laufe des Projektes automatisiert.

Für die Überprüfung des Ansatzes wurden die kinematische Größen „vertikale Verschiebung“ und „vertikale Beschleunigung“ für die repräsentative Punkte am Flugzeug zwischen dem Simulationsergebnis des MKS-Tools und dem Ergebnis des FEM-Ansatzes verglichen. Dazu wurden unterschiedliche Parameter variiert, so z. B. die Anzahl der Eigenschwingungsformen, welche in das MKS-Modell übernommen werden oder die zeitliche Diskretisierung der im MKS ermittelten und an die FE-Simulation übergebenen Kräfte.

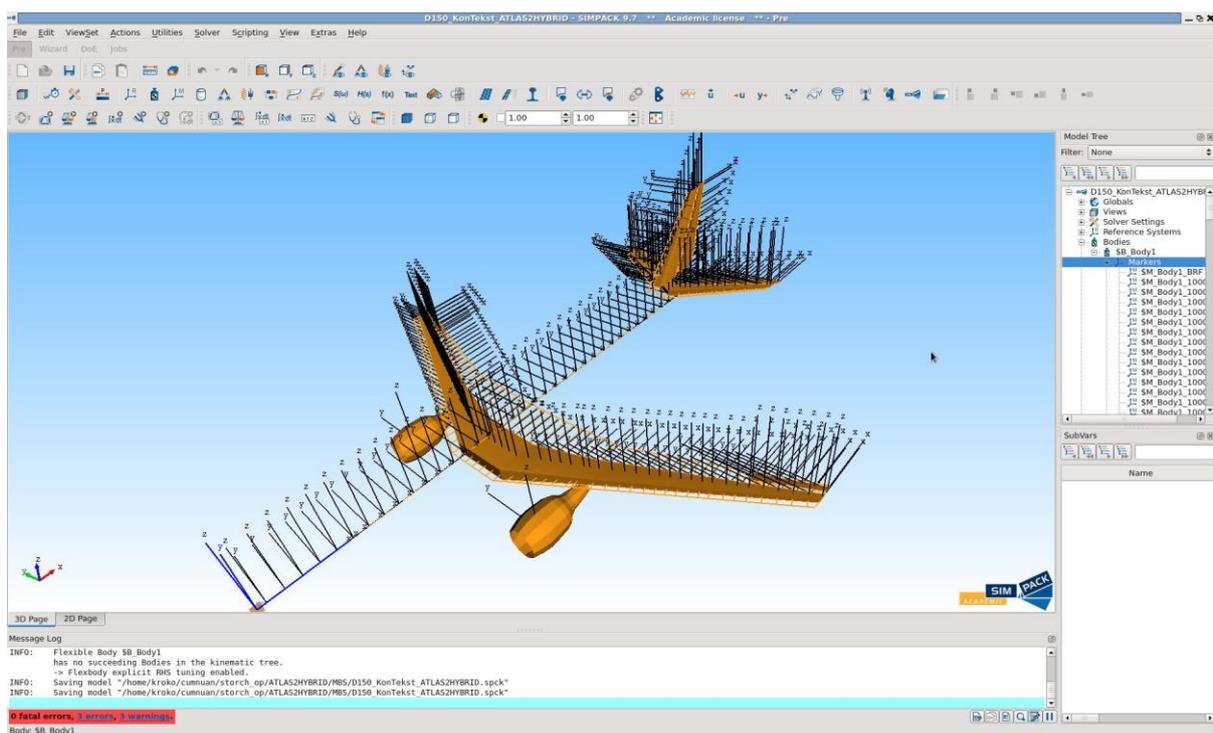
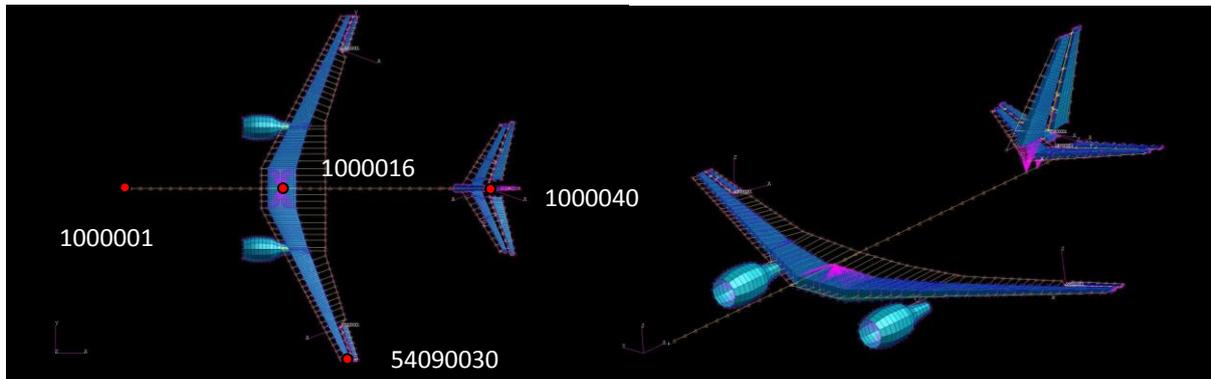


Abbildung 3: FE-Modell (oben) und MKS-Modell (unten) der D150-Konfiguration

Weiterhin wurden Modellierungsvarianten für den Fahrwerkanschluss an die Flugzeugstruktur verglichen, siehe Abbildung 4. Hier wurde der Einfluss einer punktförmigen Einleitung der Landelasten im Vergleich zu einer verschmierten Einleitung der Lasten in die Struktur untersucht. Vergleichsgröße ist in dem Fall die vertikale Beschleunigung an der Flügelspitze, Knoten Nummer 54090030. Die Lasten der MKS-Simulation (blau) sind in beiden Fällen identisch, die unterschiedliche Einleitung der Kräfte führt aber zu substantiellen Unterschieden der resultierenden Flügelbeschleunigungen, sowohl in der Frequenz als auch in der Amplitude.

Ein Beispiel ist die Modellierung des Flügel-Rumpf-Übergangs. Informationen werden nur auf den Kondensationspunkten zwischen MKS- und FE-Modell ausgetauscht. Während das

globale Verhalten des Flugzeugs auch vom kondensierten Modell gut wiedergegeben wird, hängen lokale Informationen, z. B. Komponentenlasten, die nunmehr innerhalb der FE-Analyse erzeugt werden, stark von der Wahl der gewählten Knoten für die Kondensation des Modells ab.

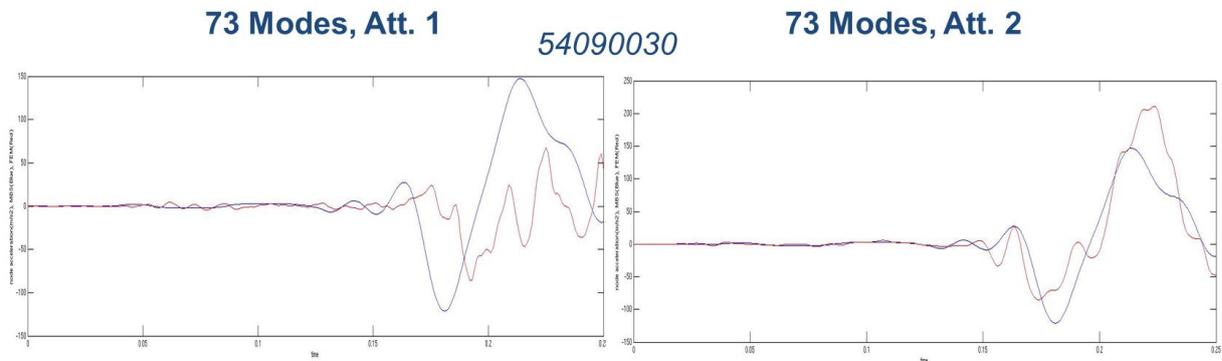


Abbildung 4: Vergleich der vertikalen Beschleunigung an der Flügelspitze im MKS-Modell (blau) und FE-Modell (rot) für zwei Varianten der Modellierung des Fahrwerksanschlusses („Attachment 1“ und „Attachment 2“)

Die Arbeiten konnten mit der Demonstration der hybriden Methode am D150-Modell erfolgreich abgeschlossen werden, erste Ergebnisse wurden in [2] publiziert.

## Arbeitspaket 2300: Hochflexible Flügelstrukturen

Im Arbeitspaket wurden Strukturkonzepte für hochflexible Flügelstrukturen analysiert und Analyseverfahren für die spezifischen statischen und dynamischen Eigenschaften solcher Strukturen entwickelt.

Struktureseitig ist dafür eine Analyse- und Optimierungsumgebung erforderlich, welche eine schnelle und genaue Aussage über die Einsetzbarkeit am solchen Flügeln ermöglicht. Im Rahmen dieses Arbeitspaketes wurde dafür auf detaillierte Finite Element Modelle zurückgegriffen. Zur Erstellung von Modellen für dynamische Analysen (so genannte DFEM-Modell) und der zugehörigen Analyse- und Optimierungsumgebung wurden Richtlinien von Airbus erstellt und mit dem DLR abgestimmt. Diese dienen als Grundlage der weiteren Arbeiten.

Auf Seiten der Analyse muss zunächst festgestellt werden, welche physikalischen Effekte durch die hohe Flexibilität der Struktur dominant sind, und welche Effekte eine Weiterentwicklung existierender Verfahren für die Analyse der aeroelastischen Stabilität und die Berechnung von statischen und dynamischen Lasten erforderlich machen.

### Phänomene:

Bei großen Deformationen kommt es u.a. zu einer Reduktion der projizierten Flügelfläche, also einer scheinbaren Verkürzung des Flügels, welche durch eine lineare Analyse (z. B. NASTRAN Sol 101) nicht erfasst wird. Die dynamische Analyse (z. B. NASTRAN Sol 103) geht zunächst von der unverformten Geometrie aus. Auch ein Unterschied zwischen einer Last, die mit den FE-Knoten mitdreht (so genannte „Follower Force“) und einer nicht mitdrehenden Kraft existiert in der linearen Analyse nicht. Ein weiterer Aspekt, der im Arbeitspaket betrachtet wurde, ist die Nichtlinearität im Beulverhalten einer Struktur.

### Analyse- und Optimierungsumgebung:

Struktureseitig ist eine Analyse- und Optimierungsumgebung erforderlich, welche eine schnelle und genaue Aussage über die Einsetzbarkeit neuer Strukturkonzepte an hochelastischen Flügeln ermöglicht. Die folgenden Untersuchungen wurden vom DLR Institut für Faserver-

bundleichtbau und Adaptronik durchgeführt. Es wurde eine Python-basiert Umgebung programmiert, welche nun die automatisierte Erstellung von so genannten Super-Stringern ermöglicht. T- und I-Stringer sowie Omega-Stringer können untersucht werden. Im Rahmen der Modellierung können Verbundmaterialien mit verschiedenen Ansätzen modelliert werden:

- Verschmierte Laminat und Abbildung über PSHELL / MAT2 Karten in Nastran
- Diskrete Lagenaufbauten mittel PCOMP / MAT8 Karten

Geometrie, Material und Lasten werden vom Tool verarbeitet, und es wird ein detailliertes FE-Modell im Nastran-Format erstellt, welches auf Wunsch des Benutzers direkt berechnet wird. Die Zeit für die Erstellung des Modells sowie die Analyse mittels Nastran SOL101 (statische Lösung) und SOL105 (lineare Eigenwertanalyse) liegt bei einem handelsüblichen Notebook bei ca. 8,5s. Das Tool ermöglicht so eine sehr schnelle Erstellung und Analyse eines Strukturkonzeptes.

Mit Hilfe analytischer Auslegungstools wurden die zu Testzwecken erstellten Modelle einer Plausibilitätsprüfung unterzogen. Die von Nastran ermittelten Stabilitätsversagensfälle stimmen dabei mit den analytischen Berechnungen sehr gut überein, sowohl hinsichtlich des Reservefaktors, als auch des Versagensmodes. Ebenfalls erfolgreich überprüft wurden Spannungsverteilungen im Bauteil sowie die Lasteinleitung. Die Spannungsverteilung sowie die vom RBE2 übertragenen Knotenlasten stimmen mit den direkt als Knotenlast übertragenden Lasten überein. In Abbildung 5 sind exemplarisch ein T- und I-Super-Stringer mit ihren ersten Beuleigenformen dargestellt, welche mittels des Tools erstellt und berechnet wurden.

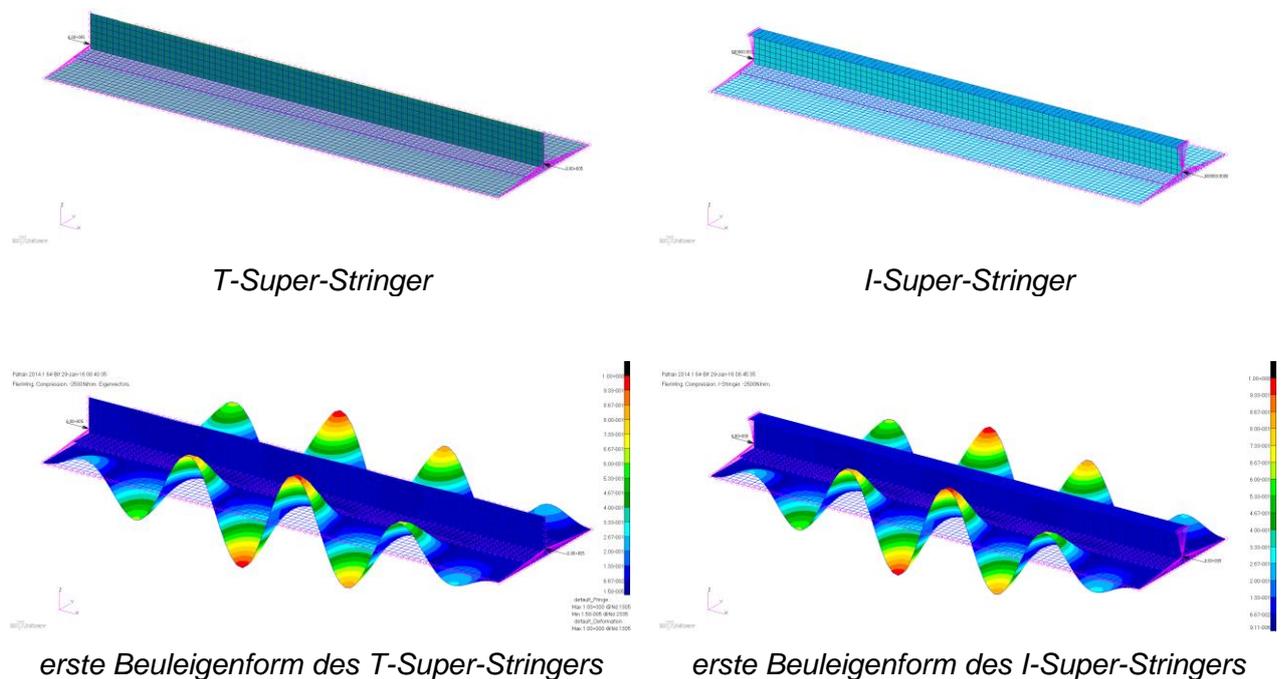


Abbildung 5: Verschiedene Super-Stringerformen und ihre Beuleigenformen

Für eine Validierung wurde ein größeres Panel, bestehend aus mehreren Super-Stringern aufgebaut, sodass ein größerer Ausschnitt der Flügelschale simuliert werden kann. Der Vergleich der beiden Modelle bestätigt die Unterschiede in den Randbedingungen, und wird in der weiteren Verbesserung der Simulationsumgebung als Referenzlösung der Eigenwertberechnung verwendet.

Ebenfalls validiert wurde der Ansatz zur Modellierung der Faserverbundlagenaufbauten. Der generische Lagenaufbau, welcher mittels PCOMP-Karte im Nastran Deck steht, sieht für die Haut acht Lagen vor, welche mit den Orientierungen  $[+45/-45/90/0]_s$  angeordnet sind. Hierbei wird der Einfluss des Stackings auf die Biegesteifigkeit größtenteils vernachlässigt. In der zur Ermittlung dieses Einflusses durchgeführten Studie wurde eine CFK-Platte auf Druck und Schub belastet und die Beuleigenwerte ermittelt. Dabei wurde, in Abhängigkeit der Hautdicke, die Anzahl der oben aufgeführten Stackings erhöht, sodass mehr Einzellagen im Lagenaufbau vorhanden sind. Variiert wurden Dicke und Laminattyp. Die Untersuchung zeigt, dass der Einfluss bei kleinen Dicken gering, bei größeren Dicken jedoch signifikant zunimmt. In Abbildung 6 ist der erste Beulwert für Druck für ein 20/60/20 Laminat dargestellt. Klar zu erkennen ist der Anstieg des Eigenwerts, wenn statt einem zwei Stacks, also 16 statt 8 Lagen, verwendet werden. Die Änderung von zwei auf drei Stacks fällt sehr gering aus. Dieser Verlauf ist repräsentativ für andere Laminattypen. Die Modellerstellung wird dementsprechend geändert. Der betrachtete Dickenbereich bis 10mm wird nach Absprache mit Airbus als ausreichend für Hautdicken angenommen.

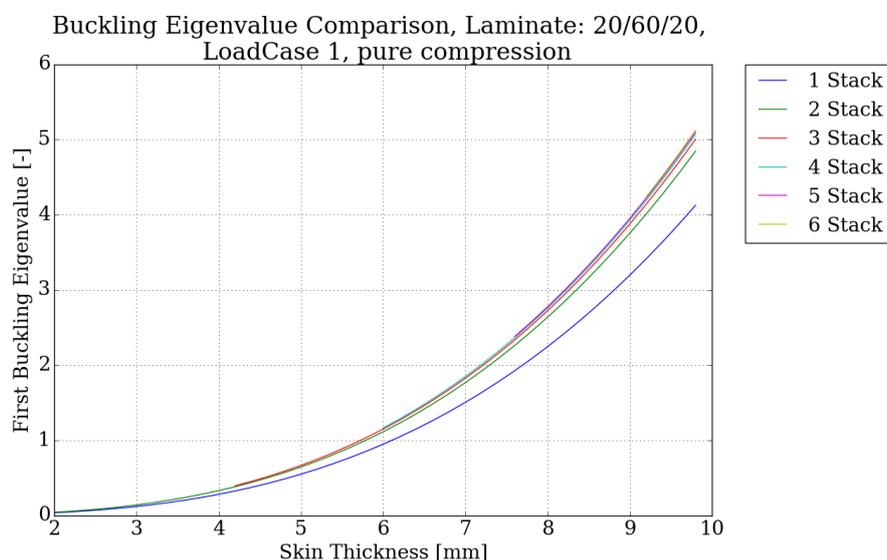


Abbildung 6: Erster Beuleigenwert über die Hautdicke für ein 20/60/20 Laminat

Neben der Modellvalidierung wurde die Optimierungsfähigkeit vorangetrieben. Hierfür wurde das DFEM-Tool in einen Optimierungsprozess eingebunden, welcher auf Gradienten basiert und als Algorithmus den SLSQP aus dem Python-Paket NLOPT verwendet. Die Gradienten werden mittels Finite-Differenzen-Methode ermittelt. Die aus der Sensitivitätsanalyse in der Nastran SOL200 ermittelten Gradienten zeigten keine physikalisch sinnvollen Richtungen und Größen an. Bisher ist die Optimierung der I-Stringer versteiften Super-Stringer implementiert. Zum Test der Optimierungsumgebung und der Validierung der mittels Parameterstudie im ersten Halbjahr Bauweisenstudie, wurde eine Optimierung des Super-Stringers mit I-Profil durchgeführt. Die äußeren Abmaße von  $l=800\text{mm}$  und  $s=240\text{mm}$  wurden beibehalten, optimiert wurde das Strukturgewicht durch Variation sämtlicher Dicken (Haut, Stringer-Fuß, Stringer-Web, Stringer-Flansch) sowie der Profilgeometrie (Fußbreite, Höhe, Flanschbreite). Als Randbedingungen sind eine maximale Dehnung in Druckrichtung von  $\epsilon_x = -5000$  microstrain sowie kein Beulen vor Ultimate Load vorgegeben. Die Laminats in Haut und Stringer wurden variiert, um konsistent mit vorherigen Untersuchungen zu sein.

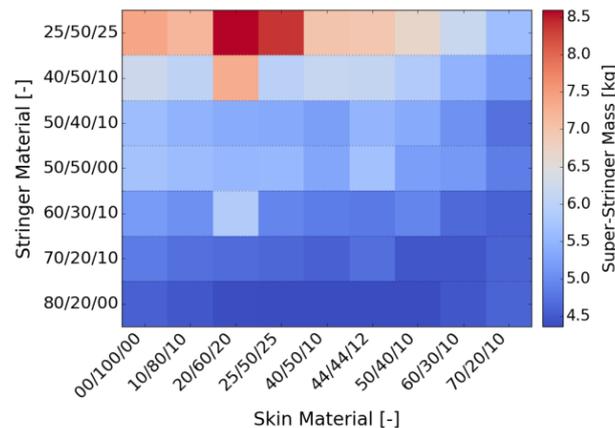


Abbildung 7: Dicken und Eigenvektoren der leichtesten Konfigurationen

In Abbildung 7 sind die resultierenden Massen der Optimierungen dargestellt. Es zeigt sich wie in der vorherigen Untersuchung, dass die geringsten Strukturmassen bei sehr steifem Stringer mit schubsteifen Häuten erzielt werden. Zudem sind in diesem Bereich die Reservefaktoren für Beulen und Damage Tolerance dicht beieinander. Das Potential des Strukturkonzepts und des Materials wird hier besser ausgenutzt. Die beste Materialpaarung für Haut und Stringer ist erneut eine 20/60/20 Haut mit einem 80/20/00 Stringer. Die Ergebnisse der Optimierung werden, auch da sich die Ergebnisse anderer Materialkombinationen mit denen der analytischen Auslegung decken, als plausibel angesehen. Die Ergebnisse der Optimierungen und detaillierte Analysen sind in [3] und [4] veröffentlicht.

Zum Abschluss der Arbeiten wurden der Lasttransfer in die detaillierten FE-Modelle für verschiedene Lasteinleitungsstrukturen detailliert analysiert. Als Referenzlösung wurde dabei das im zweiten Halbjahr 2016 erstellte Panel-Modell verwendet. Untersucht wurden die Verwendung vom MPC- und RBE2-Elementen sowie das Einbringen von Lasten mittels direkter Knotenlasten. Im Großteil des Strukturmodells stellen sich identische Lasten ein, im Randbereich unterscheiden sich Elementlasten und Dehnungen jedoch. Für unterschiedliche Lastarten liefern die unterschiedlichen Methoden unterschiedliche Ergebnisse. Eine eindeutige Aussage über die optimale Lasteinleitung kann für longitudinalen Zug / Druck bisher nicht gegeben werden. Die größten Abweichungen treten für Schublasten auf. Ebenfalls zeigen sich Unterschiede in den Beuleigenwerten und Eigenformen, welche sich mit verschiedenen Lasteinleitungen und Randbedingungen einstellen. Zwar liegt die maximale Abweichung unter 7%, jedoch wechseln die Eigenformen bzw. die Anzahl der sich einstellenden Halbwellen. Zudem liegen der erste und zweite Eigenwert des Referenzmodells sehr dicht beieinander (0,12%), sodass eine Abhängigkeit von Material und Geometrie in der Genauigkeit erwartet wird. Um hier das Vertrauen in die Modellierung zu erhöhen, wurde eine umfangreiche Studie durchgeführt, um Einfluss von Material und Geometrie zu ermitteln. Notwendig war dieser Schritt, um in der abschließenden Optimierung eine tatsächliche Verbesserung des Bauteildesigns absichern zu können.

#### *Aufbau des Modells eines hochflexiblen Flügels für ein Transportflugzeug:*

Für die Analysen der aeroelastischen Stabilität sowie für Lastanalyse unter hoher Verformung ist es zunächst notwendig, ein Flügelmodell zu erstellen, welches numerisch von einem geeigneten FEM-Werkzeug (hier MSC Nastran) verarbeitet werden kann. Dieses kann bei dem klassischen industriellen Modellierungsprozess nicht vorausgesetzt werden, da viele etablierte Modellierungselemente für Spannungsanalysen und Dynamikuntersuchungen in den nichtlinearen Lösungsverfahren nicht genutzt werden können.

Mit dem DLR-eigenen Modellierungs- und Dimensionierungsprozess MONA wurde vom DLR Institut für Aeroelastik ein Referenzflügelmodell für große Verformungen erstellt. Anschlie-

ßend wurde der Einfluss der großen Verformungen auf Ergebnisse der Böenlastanalyse ermittelt. Dazu wurde ein Workflow unter Nutzung von NASTRAN erstellt. Für diesen Zweck wurden zunächst nichtlineare aeroelastische Verformungen für den 1-g-Flugzustand (Trimzustand) ermittelt („Solution 106“ in NASTRAN). Für diese Verformungen wurden Eigenwertanalysen durchgeführt („Solution 103“). Die resultierenden Eigenmoden werden als Basis für eine nachfolgende, klassische lineare Böenanalyse mit 1-cos-Böen genutzt („Solution 146“). Der Workflow wurde zunächst mit einem generischen Flügel (siehe Abbildung 8) erstellt und getestet, für den aus der Literatur Validierungsdaten zur Verfügung stehen.

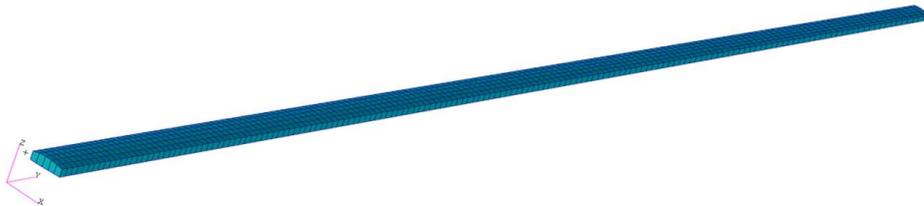


Abbildung 8: Tragende Struktur des Referenzflügels

Die Eigenfrequenzen verschieben sich deutlich sichtbar mit steigender statischer Durchbiegung durch Vorlast, siehe Abbildung 9 [5].

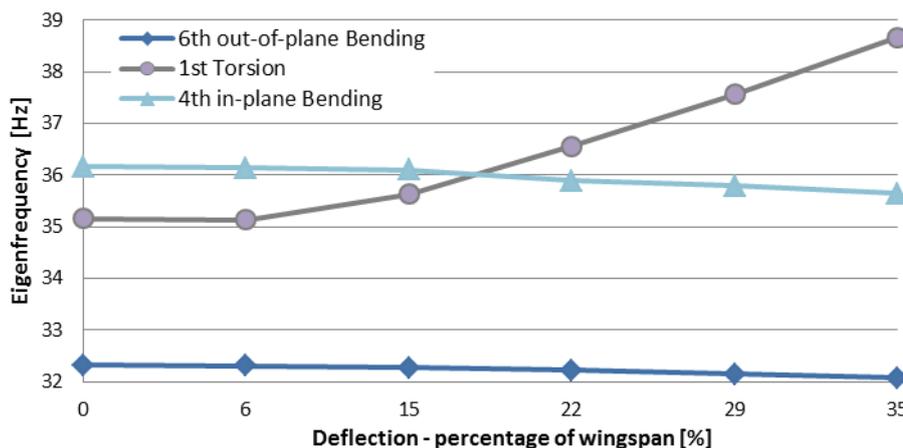


Abbildung 9: Veränderung der Eigenfrequenzen als Funktion der statischen Verformung

Im weiteren Verlauf des Projektes konnten die Daten eines Windkanalversuchs genutzt werden, um Ergebnisse nichtlinearer Simulationen für große Deformationen mit linearen Analysen und Messwerten zu vergleichen. Der Versuch fand im DLR-internen Projekt ALLEGRA statt. Das Windkanalmodell war ein Entwurf, welcher auf der Basis von Composite-Materialien speziell für große Deformationen ausgelegt war, siehe Abbildung 10.



Abbildung 10: ALLEGRA Windkanalmodell für große Deformationen

Für die Analyse wurden aus MSC.NASTRAN abgeleitete lineare und nichtlineare Strukturmodelle sowie eine auf Vortex-Lattice-Methoden (VLM) basierende Aerodynamik verwendet, deren spezifische Implementierung die Effekte nichtlinearer Deformationen der Struktur berücksichtigt, siehe Abbildung 11. Die aerodynamischen Modelle wurden vorher mit CFD-Rechnungen mit dem TAU-Code abgeglichen, wegen der geringen Strömungsgeschwindigkeit im Experiment bis 60 m/s erwies sich die Anwendung des VLM-Verfahrens als gerechtfertigt.

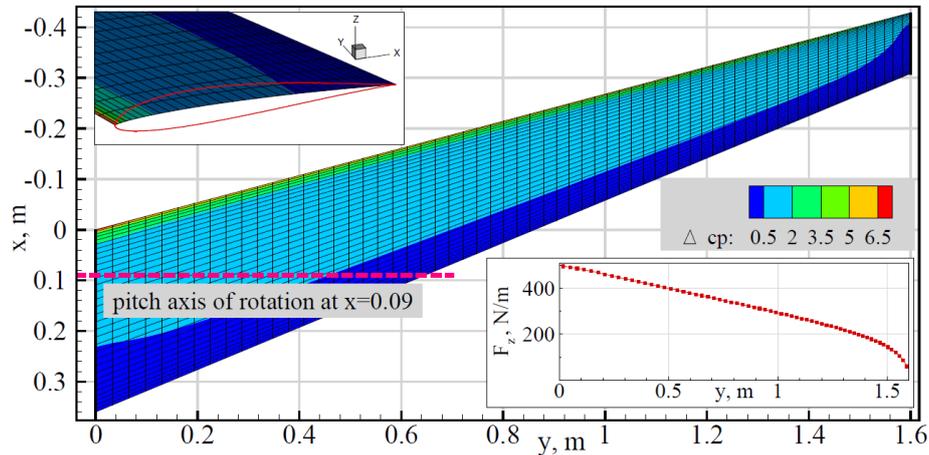


Abbildung 11: VLM-Modell des Windkanalmodells

In Abbildung 12 wird die statische Verformung des Flügels bei einem Anstellwinkel von  $10^\circ$  für verschiedene Analyseansätze verglichen. Während bei der Verformung in  $z$ -Richtung alle Verfahren ähnliche Unterschiede zu den Messwerten zeigen, ist bei der Betrachtung der spannwitigen Verformung des Flügels nur das nichtlineare Verfahren in der Lage, die tatsächliche Deformation abzubilden. Die Ergebnisse wurden in [6] veröffentlicht.

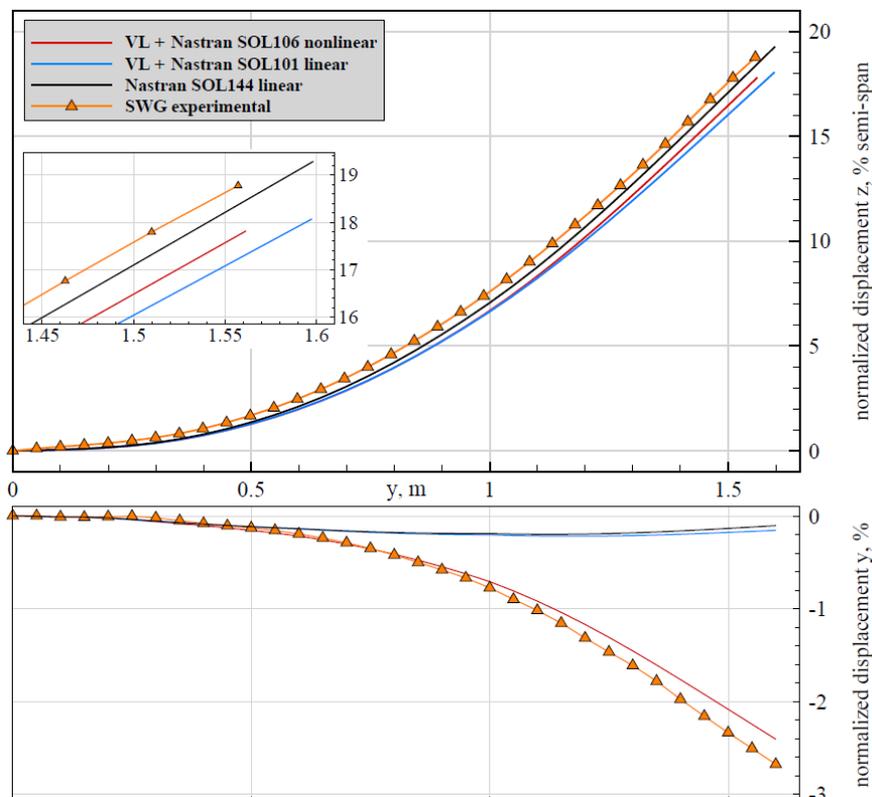


Abbildung 12: Statische Verformung bei einem Anstellwinkel von  $10^\circ$

Zum Abschluss der Arbeiten wurde ein Modell für einen hochflexiblen Flügel eines Langstrecken-Transportflugzeugs aufgebaut, siehe Abbildung 13. Das Modell des Flügels basiert topologisch auf dem Modell eines typischen Langstreckenflugzeugs und wurde mithilfe des DLR-Prozesses MONA komplett parametrisch aufgebaut. Der Flügel wurde so ausgelegt, dass seine Verformung im Reiseflug entsprechend einer Vorgabe von Airbus etwa doppelt so hoch ist, wie es für eine aktuelle Konfiguration typisch ist. Um solche Lastanalysen zu ermöglichen, bei denen die klassische „Starrkörper-Flugmechanik“ eine große Rolle spielt (z. B. bei den Böenlasten), wurde ein komplettes Flugzeugmodell mit Rumpf und Leitwerk erstellt. Da das Ziel der Arbeiten eine Untersuchung der Lasten am Flügel ist, bestehen die Strukturmodelle für Rumpf und Leitwerk aus vereinfacht Balken repräsentativer Steifigkeit.

Das aerodynamische Modell in Form eines DLM-Gitters wurde durch einen schlanken Körper für den Rumpf, vereinfachte Winglets, Pylons und Triebwerke sowie alle signifikanten Steuerflächen ergänzt. Sekundäre Strukturmassen wurden mittels klassischer Entwurfsverfahren Verfahren (Torenbeek, Luftfahrttechnisches Handbuch (LTH)) abgeschätzt.

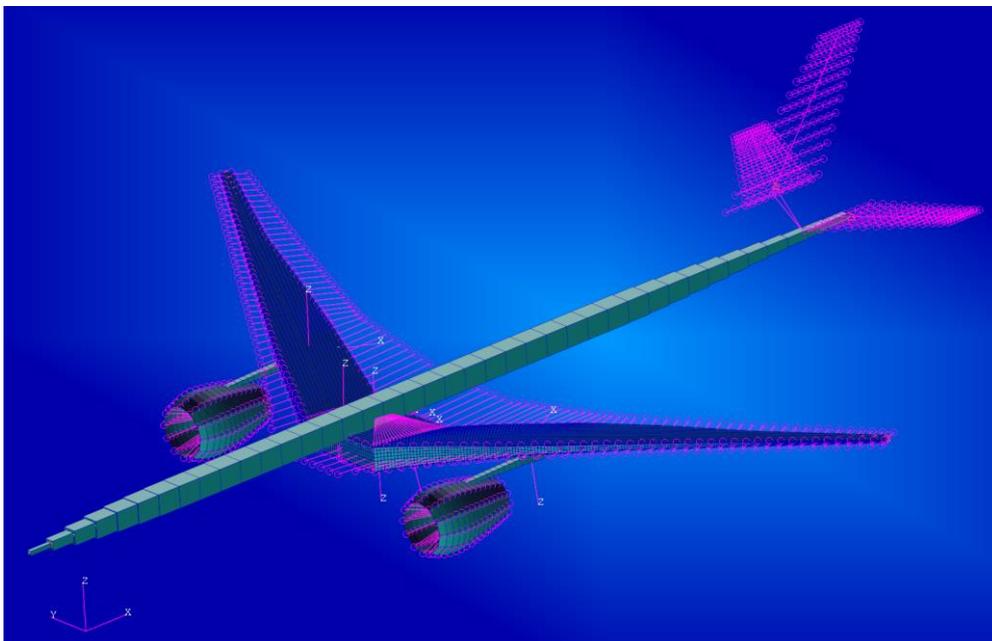


Abbildung 13: Gesamtflugzeugmodell mit Flügel großer Deformation

Der Fokus der Arbeiten lag auf der strukturellen Dimensionierung des Referenzmodells. Hierfür wurden mittels des in Abbildung 14 dargestellten aerodynamischen Modells lineare Lasten erzeugt. Die in MSC.NASTRAN SOL144 mittels Doublet-Lattice-Verfahren erzeugten Lasten dienen als Eingabe für die strukturelle Dimensionierung in SOL200. Dieser Prozess wird in einer Schleife bis zur Konvergenz aufgeführt. Der Vorteil dieser Methode liegt in der vergleichsweise geringen Anforderung an die Rechenleistung. Somit können über 1500 Lastfälle für die Auslegung berücksichtigt werden.



Abbildung 14: Aerodynamisches Modell, Auftriebsflächen als zweidimensionale Paneele, Rumpf modelliert als schlanker Körper mit Interferenzröhre

Für die Dimensionierung werden verschiedene Massenkonfigurationen herangezogen. So werden verschiedene Beladungszustände in Kombination mit vorderen und hinteren Schwerpunktlagen berücksichtigt. Eine exemplarische, dreidimensionale Darstellung einer Massenverteilung zeigt Abbildung 15. Strukturelle Massen, Sekundärmassen und Nutzmasse sind hierin blau, Treibstoffmassen rot dargestellt.

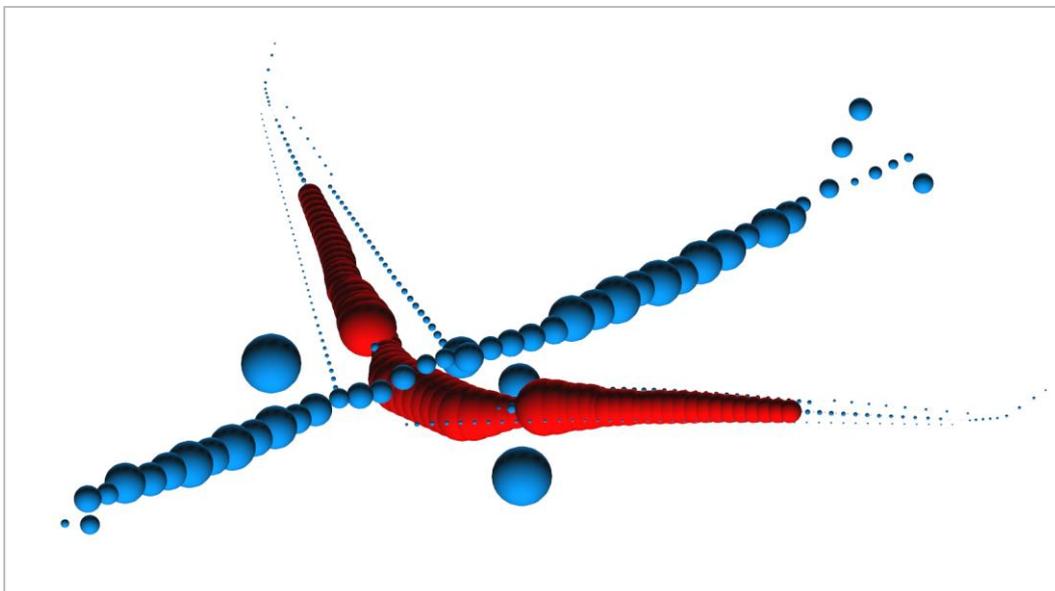


Abbildung 15: Exemplarische Massenverteilung, blau: strukturelle Massen, Sekundärmassen und Nutzmasse, rot: Treibstoff

Im Rahmen des Dimensionierungsprozesses traten Schwierigkeiten hinsichtlich der Konvergenz auf. Um diese zu überwinden, wurde das Kopplungsmodell für die Fluid-Struktur-Interaktion umfassend überarbeitet und verfeinert. Zudem wurden die Holmlagen im Bereich der Querruder angepasst, um die Tiefe des Flügelkastens und damit dessen Torsionssteifigkeit in diesem Bereich zu erhöhen. Mit diesen Maßnahmen konnte eine Konvergenz erzielt werden. Das Gewicht der Primärstruktur stabilisiert sich im demnach bei 8.3 t. Hierin sind

auch Massenaufschläge aufgrund der abschließenden Dimensionierung der Struktur auf Querruderwirksamkeit enthalten.

Abbildung 16 zeigt das Ergebnis einer Referenzrechnung für die Deformation beim stationären Reiseflug. Bei einer Machzahl von 0.85 und einer Höhe von 35000 ft ergibt sich eine vertikale Verschiebung der Flügelspitze von 6.6 % der Spannweite. Die Rotation der Flügelspitze um die globale y-Achse beträgt hierbei  $-6.8^\circ$ . Die farbige Kontur zeigt die Hautdicken als Ergebnis des Dimensionierungsprozesses. Basierend auf dem Referenzmodell wurde eine Dimensionierung hinsichtlich großer Deformationen durchgeführt. Aufgrund der unerwarteten Schwierigkeiten bei der Strukturoptimierung konnten in der Projektlaufzeit Untersuchungen von geometrisch nichtlinearen Effekten im Rahmen von Bönenrechnungen mit der Verkehrsflugzeugkonfiguration nicht mehr durchgeführt werden.

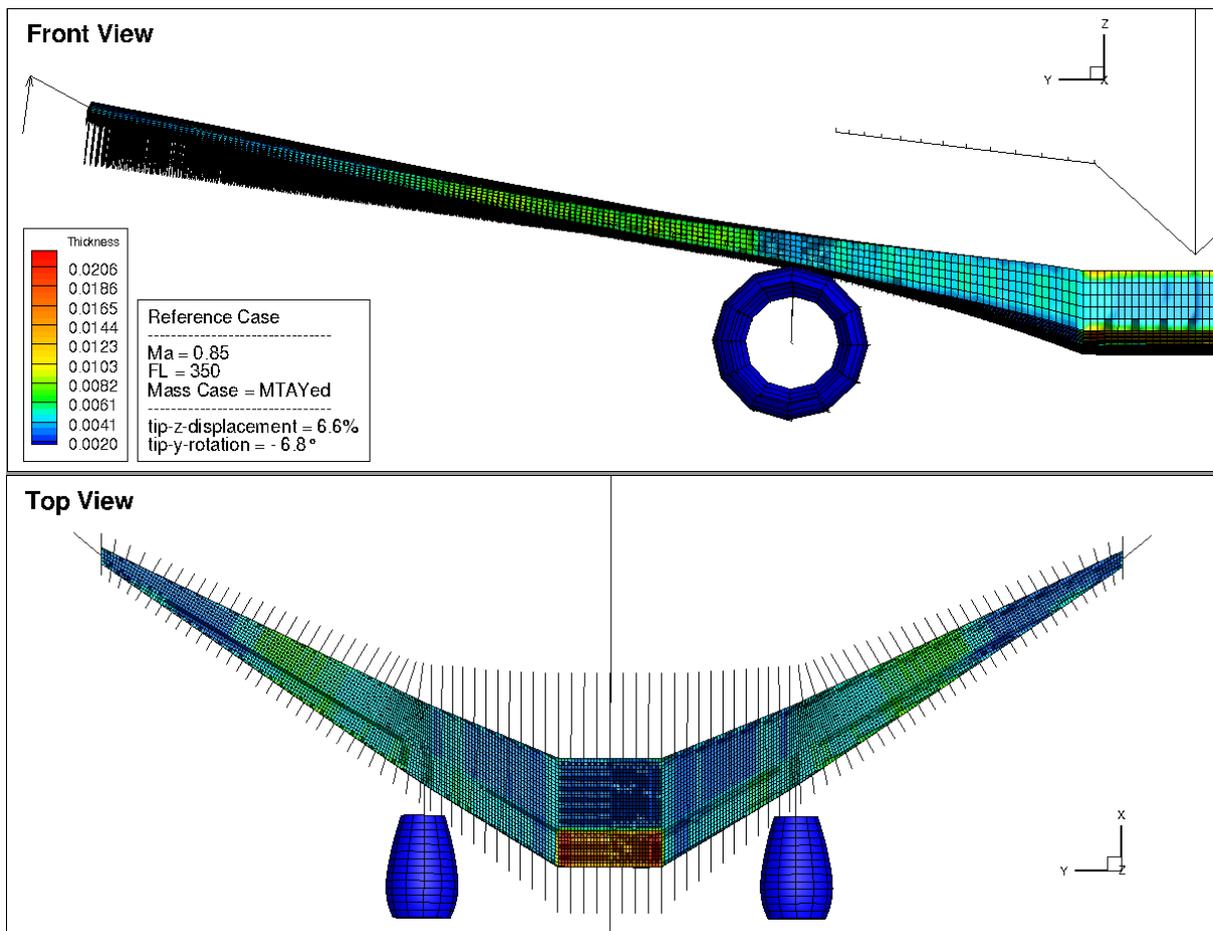


Abbildung 16: Dreidimensionale Deformation im Referenzfall, farbige Konturdarstellung der Hautdicken

## Auslegung von Flugregelungsmodulen für die Simulation des elastischen Flugzeugs:

Zur Berücksichtigung des Einflusses von Flugregelungsfunktionen auf die im Flug auftretenden Lasten entwickelte das Fachgebiet für Flugmechanik, Flugregelung und Aeroelastizität der TU Berlin Flugregelungsmodul zur Integration in hochwertige CFD-Simulationen. Die Module beinhalten die Grundfunktionen der Basisflugregelung (Lageregler, Dämpfer). Sie repräsentieren das typische Verhalten eines Flugreglers eines modernen Verkehrsflugzeuges und dessen Einfluss auf das flugmechanische Verhalten des Flugzeuges und die Lasten. Abbildung 17 zeigt die Struktur des Flugreglers. Anstelle von Ruderkommandos wird die Lage des Flugzeuges vorgegeben und geregelt. Bei einer Störung der kommandierten Lage, z.B. beim Durchfliegen einer Böe, berechnen die Flugregelungsmodul Ruder ausschläge, die zur Rückkehr in die kommandierte Lage führen und so die Lastverteilung über den Flügel beeinflussen.

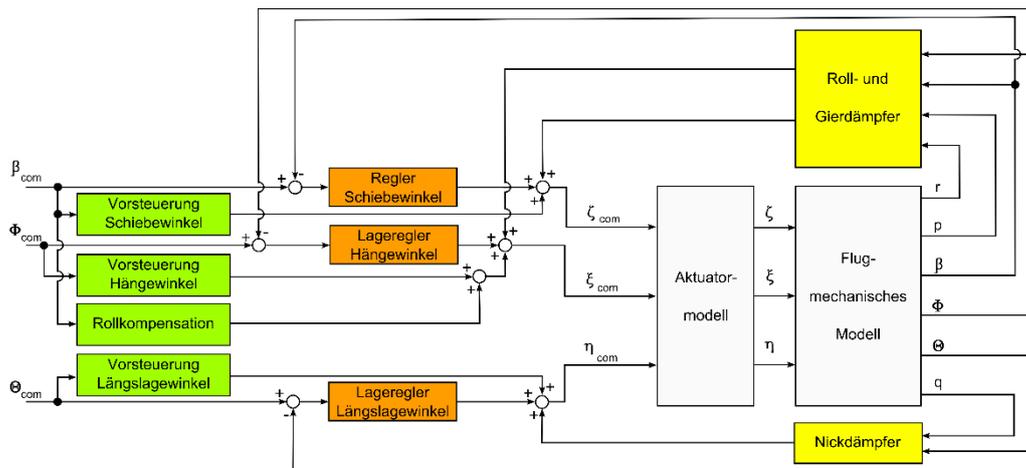


Abbildung 17: Aufbau der Flugregelungsmodul

Auf Basis der Arbeiten im Lufo IV-Projekt AeroStruct wurde eine Prozesskette zur Auslegung der Modul entwickelt, die ausgehend von Geometrie- und Massendaten ein flugmechanisches Modell der modifizierten XRF1-Konfiguration erstellt. Dieses wurde zur Berechnung der Regelungsparameter zunächst für das starre Flugzeug verwendet, Abbildung 18. Anhand einfacher Methoden wurden aerodynamische Beiwerte der XRF1-Konfiguration berechnet und in dem flugmechanischen Simulationsmodell zur Berechnung der aerodynamischen Kräfte verwendet. Im Anschluss wurde das Modell für verschiedene stationäre Flugzustände linearisiert und zur Optimierung der Regelungsparameter verwendet.

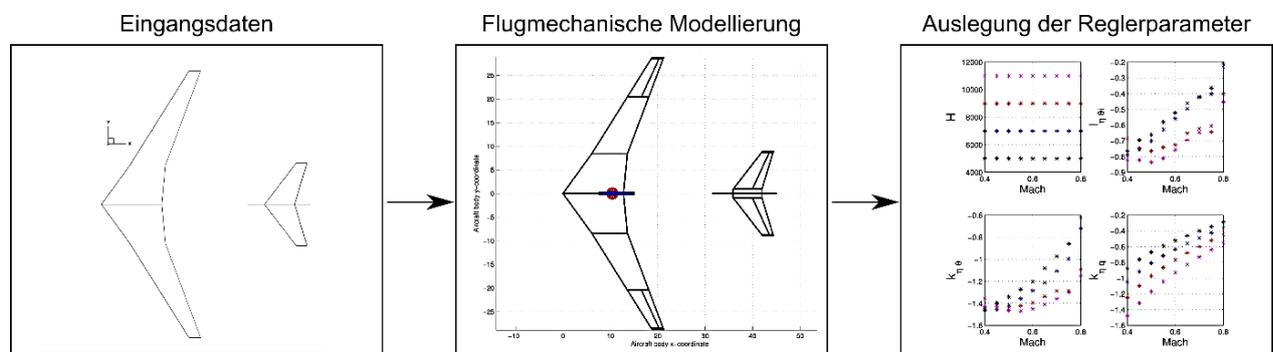


Abbildung 18: Prozesskette zur Berechnung der Regelungsparameter

In einem weiteren Schritt wurde die flugmechanische Modellierung für die Berücksichtigung des Einflusses eines hochelastischen Flügels erweitert. Als Grundlage dienten Ergebnisse nichtlinearer Trimmrechnungen für das elastische Flugzeug, welche vom DLR Institut für Aeroelastik in Göttingen zur Verfügung gestellt wurden. Diese umfassen modale Daten der

Struktur, sowie Geometrie, Masse, Schwerpunktlage und Massenträgheitsmomente der jetzt verformten Struktur.

Anhand dieser Daten wurde ein flugmechanisches Modell für das verformte, elastische Flugzeug erstellt. Abbildung 19 veranschaulicht die einzelnen Schritte der flugmechanischen Modellierung. Auf der linken Seite ist die verformte Flugzeugstruktur (einer für bessere Anschaulichkeit weicher gemachten Konfiguration) dargestellt. Für diese beliebig stark verformte Struktur wird ein VLM-Modell erstellt und für die Berechnung aerodynamischer Beiwerte verwendet. Im Flug auftretende, vom Trimmzustand abweichende elastische Verformungen werden anhand des auf der rechten Seite abgebildeten Streifenmodells berücksichtigt. Alle Schritte vom Einlesen der Trimmlösung, über Berechnung der aerodynamischen Beiwerte und Erstellung des Streifenmodells werden automatisiert durchlaufen, so dass eine automatische flugmechanische Analyse verschiedener Konfigurationen, die sich in Geometrie, Masse, Schwerpunktlage oder Steifigkeit der Struktur unterscheiden, möglich ist. Im nächsten Schritt wird die erweiterte flugmechanische Modellierung für die Auslegung der Flugregelungsmodule eingesetzt, so dass verschiedene Struktursteifigkeiten bei der Reglerauslegung berücksichtigt werden können.

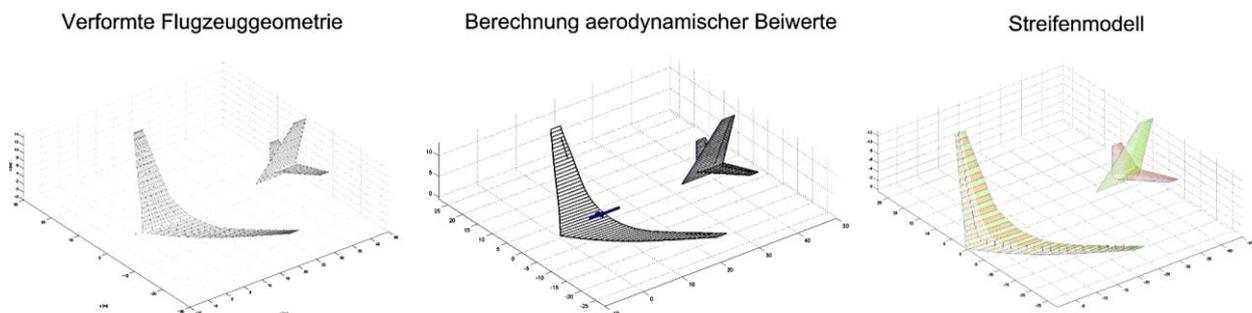


Abbildung 19: Einzelne Schritte der flugmechanischen Modellierung

Die Flugregelungsparameter werden zunächst mit einem einfachen Modell des verformten, aber starren Flugzeuges vorausgelegt und dann anhand eines vollständigen Modelles nachoptimiert.

Für die XRF1-Konfiguration wurde ein Flugsteuerungsmodul definiert, welches sich an Flugsteuerungssysteme moderner Verkehrsflugzeuge anlehnt, und es wurden Simulationen durchgeführt. Zur Erhöhung der Dämpfungen der Eigenbewegungsformen des Flugzeuges verfügt das Flugsteuerungsmodul über die in Abbildung 17 gelb dargestellten Roll-, Nick- und Gierdämpfer. Die orange und grün hervorgehobenen Lageregler- und Vorsteuerungsblöcke sorgen für das Erreichen und Halten kommandierter Längslagewinkel  $\Theta$ , Hängewinkel  $\Phi$  und Schiebewinkel  $\beta$ . Im ersten Schritt wird das flugmechanische Modell geladen, getrimmt und linearisiert. Flughöhe und Fluggeschwindigkeit sind dabei durch den Referenzflugzustand der FE-Trimmrechnung vorgegeben.

Im Anschluss erfolgt die Ermittlung der Verstärkungsfaktoren der Dämpferrückführungen (gelb) anhand von Vorgaben für die charakteristischen Werte der einzelnen Eigenbewegungsformen des Flugzeuges. Mit diesen Werten können die flugmechanischen Eigenschaften des Flugzeuges beurteilt werden. Die Anforderungen stammen aus Flugeigenchaftskriterien aus den Zulassungsvorschriften MIL-F-8785C und MIL-HDBK-1797A, die verschiedene Level von Flugeigenschaften anhand von Dämpfungsgraden  $D$ , Kennkreisfrequenzen  $\omega_0$  und Doppelwertszeiten  $T_2$  definieren.

Zur Integration der Reglermodule in eine höherwertige Simulationsumgebung beim DLR Institut für Aeroelastik wurde das in Matlab/Simulink ausgelegte Flugsteuerungssystem anhand des so genannten „Embedded Coder“ in C übersetzt. Die C-Funktion wurde in Form eines shared objects in die Python-Simulationsumgebung des DLR eingebunden. Um die

Integration möglichst automatisiert durchzuführen, wurden alle Funktionen, die in die Simulationsumgebung eingebunden werden sollen, zu einem Subsystem zusammengefasst.

Zur Verifikation der Reglerimplementierung wurden Testsimulationen mit dem flugmechanischen Modell, welches zur Auslegung des Reglers diente, sowie mit dem Simulationsumgebung des DLR durchgeführt. Um die flugmechanischen Modell ohne Einflüsse der Regelungsfunktionen zu vergleichen, wurde die Antwort auf sprungförmige Höhenruder-, Querruder- und Seitenrudereingaben von einem Grad für den Referenzflugzustand simuliert. Es zeigte sich, dass die Reaktionen des Flugzeugs aus der DLR-Simulationsumgebung leicht stärker ausgeprägt, insgesamt aber sehr ähnlich den Ergebnissen des Modells der TU-Berlin waren.

Im Rahmen der Atlas2Hybrid-Ergänzungsarbeiten wurde die XRF1-Konfiguration um Winglets erweitert. Die Winglets wurden in den FE-Modellen der Referenzkonfiguration definiert, sowie in der Prozesskette zur automatisierten Erstellung flugmechanischer Modelle berücksichtigt. Zusätzlich wurden FE-Modelle mit einer reduzierten Steifigkeit des Tragflügels erstellt und zur Berechnung der elastischen Eigenformen und der beim Trimmen verformten Struktur verwendet. Abbildung 20 zeigt die verschiedenen Konfigurationen. Links in grau die Referenzkonfiguration, so wie sie in dem übernommenen FE-Modell definiert war, darüber gelegt die Konfigurationen mit reduzierter Steifigkeit und auf der rechten Seite die um Winglets erweiterte Referenzkonfiguration.

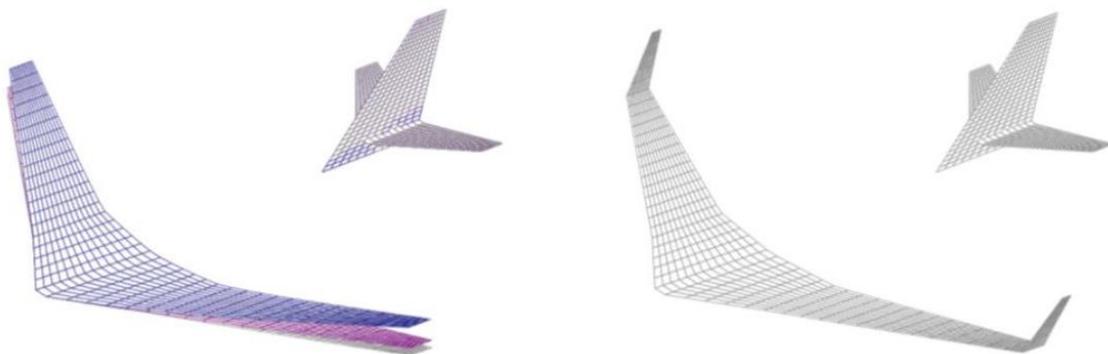


Abbildung 20: Geometrie der untersuchten Konfigurationen

Die Ergebnisse flugmechanischer Simulationen wurden nun für die verschiedenen Konfigurationen verglichen. Die Antwort auf einen Querrudersprung, in Abbildung 21, zeigt deutlich, wie die Ruderwirksamkeit der Querruder mit reduzierter Tragflügelsteifigkeit abnimmt. Bei Konfiguration 4 und 4W tordiert der Flügel in Folge des Querruderausschlages so stark, dass das Flugzeug nahezu nicht mehr rollt. Eine zu Testzwecken erstellte noch weichere Konfiguration mit einer Tragflügeldurchbiegung von sechs Metern wies bereits eine deutliche Ruderumkehr auf. Die Unterschiede zwischen den Konfigurationen mit und ohne Winglets sind relativ gering.

Abbildung 22 zeigt die Reaktionen der Konfigurationen auf eine sprunghafte Seitenrudereingabe. Die Konfigurationen mit stärkerer Durchbiegung rollen in Folge des sich aufbauenden Schiebewinkels deutlich stärker. Die Versionen mit Winglets haben dabei im Vergleich eine etwas geringere Tendenz zum Rollen.

Die Arbeiten der TU Berlin in ATLAS2Hybrid wurden erfolgreich abgeschlossen. Die Dokumentation der Arbeiten liegt vor, der Regler ist in die Simulationsumgebung des DLR integriert worden.

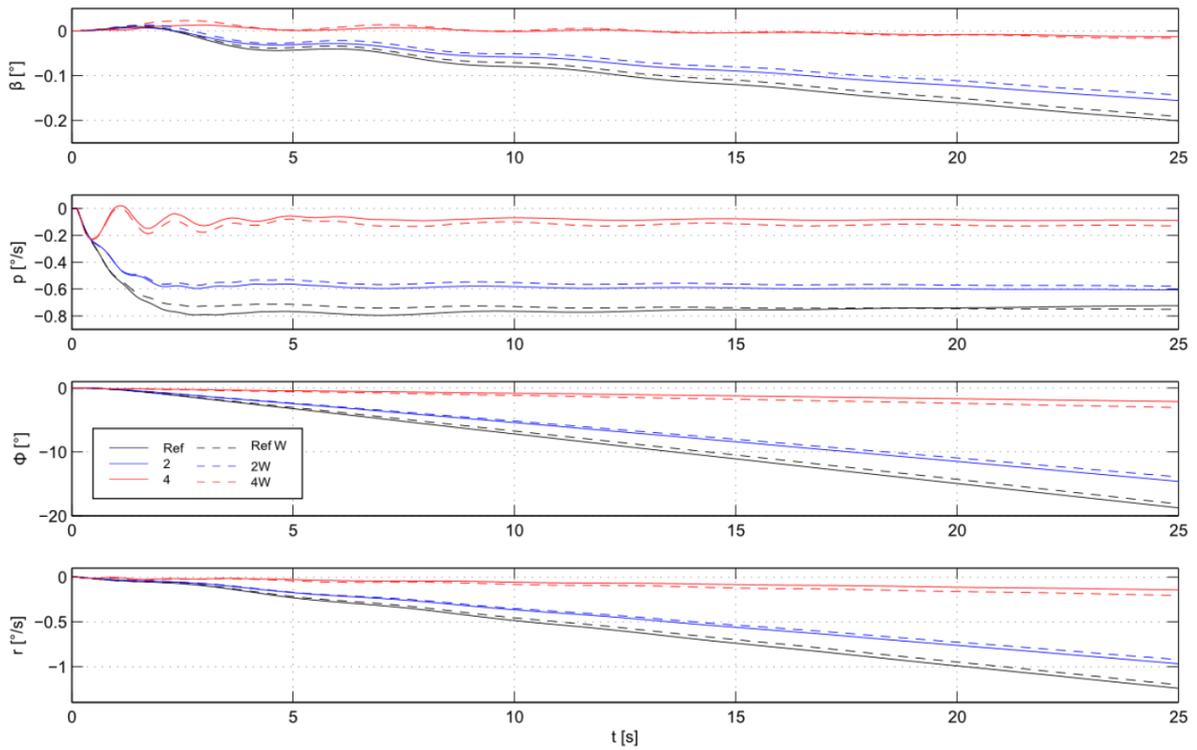


Abbildung 21: Simulationsergebnisse für einen 1°-Querrudersprung

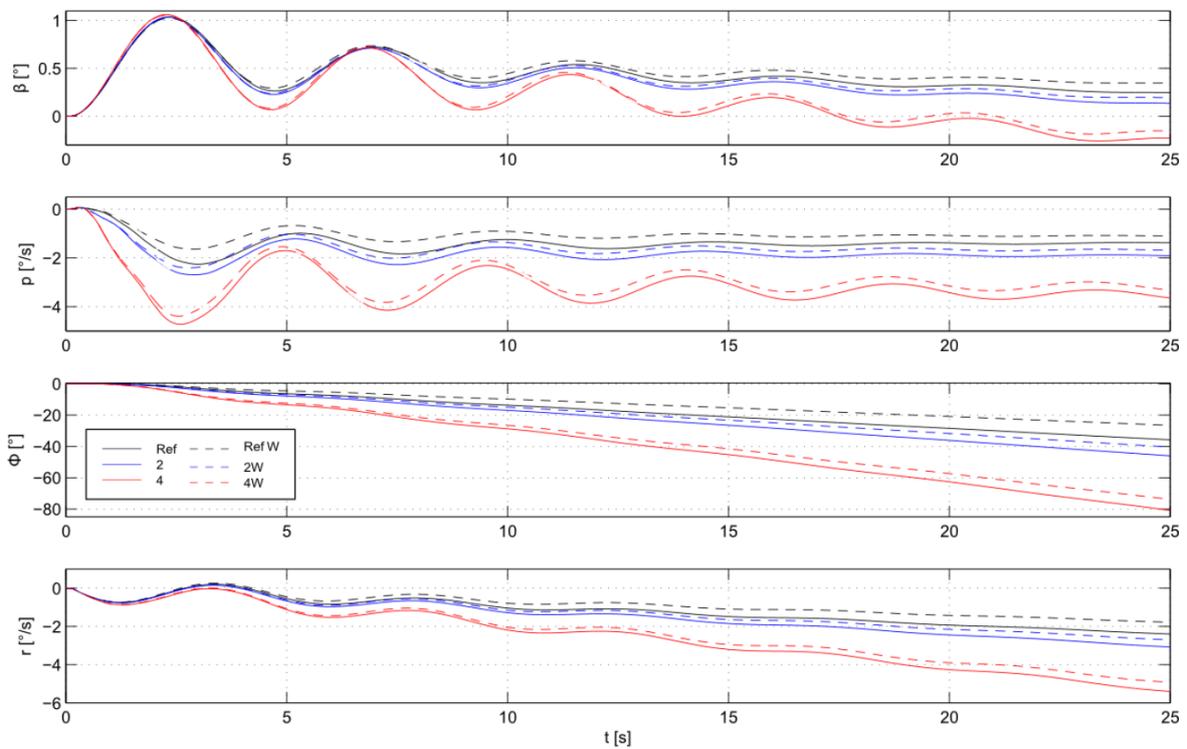


Abbildung 22: Simulationsergebnisse für einen 1°-Seitenrudersprung

## **Arbeitspaket 2400      Analysen an einem Rumpfsegment**

In den Arbeiten von IBK im AP2400 wurden Untersuchungen aus dem Vorgängerprojekt ProWings weitergeführt, in dem maßgeblich mittels Ergebnissen aus A319/S15 Barrelversuchen Modellierungsrichtlinien für zukünftige dynamische Strukturmodelle zur Lastenberechnung abgeleitet wurden. In ATLAS2Hybrid wurden diese Erkenntnisse auf aktuelle Flugzeugstrukturen (A350) unter Nutzung der hierbei vorliegenden experimentellen Datenbasis erweitert, mit dem Ziel, auch die Charakteristiken von modernen Rümpfen (CFK-Bauweise) korrekt abzubilden.

Erste Schritte der Analysen an einem Rumpfsegment in AP 2400 waren die Sammlung und Aufbereitung vorhandener Daten aus vorherigen Versuchen mit Fokus Single-Aisle-Flugzeuge, insbesondere Barreltestkampagnen bzw. GVT-Ergebnisse aus vorherigen Projekten. Wichtig war weiterhin die Prüfung, inwiefern Flugversuchsdaten zur weiteren Verbesserung der Modellbildung verwendet werden können.

Basierend auf Daten der A319/S15 und A350-900 wurde eine Datenbasis aufgestellt, die für zukünftige Modelluntersuchungen als Referenz verwendet wird. Zwei Modellierungsansätze für den verbesserten Prototypen eines neuen Massenmodells wurden dargestellt und mit Airbus diskutiert. Ziel war es hierbei insbesondere eine Art der Modellierung zu finden, welche sich möglichst reibungsfrei in den aktuellen Airbus-Prozess integrieren lässt. Die zwei Varianten fußten hierbei auf unterschiedlichen Modellierungsstrategien (einmal werden Massen über Elementdichten im FE-Modell dargestellt, einmal soll dies über deutlich feiner aufgelöste CONM2-Karten passieren, analog zum aktuellen Prozess). Für beide Varianten wurden Modelllösungen entwickelt und mit den vorliegenden GVT-Daten verglichen. In beiden Fällen wurden gute Übereinstimmungen gefunden, die sogenannten Missing-Modes wurden robust gefunden, im Frequenzbereich jenseits von 10 Hz wurden ebenfalls deutlich mehr Eigenmoden identifiziert als vorher. Als „Missing-Modes“ werden Eigenformen bezeichnet, die im Ground-Vibration-Test identifiziert, von der Basismodellierung des Strukturmodells jedoch nicht wiedergegeben werden. Die Meilensteine M24100-1 und M2400-2 wurden damit erfüllt.

IBK hat die Richtlinien zur Modellbildung in einem Bericht zusammengefasst. Als weiterer Schritt wurde untersucht, welche Auswirkungen die Modellanpassungen im weiteren Lastenprozess haben. Diese Arbeiten wurden prototypisch am GVT-Mass-Case durchgeführt.

## II.1.2.2 Hauptarbeitspaket 3000: Lasten- und Aeroelastikberechnungsverfahren und -modelle

### Arbeitspaket 3100 CFD-Analysen von Böenlasten

*Erweiterung des Störgeschwindigkeitsansatzes auf quasi beliebige Böen-Felder:*

Ein Ziel der Arbeiten zu CFD-Analysen von Böenlasten in ReduLa war die Flexibilisierung des so genannten Störgeschwindigkeitsansatzes<sup>1</sup> derart, dass beliebige Böen-Felder oder andere atmosphärische Störungen im CFD Code TAU genutzt werden können. Bis zum Projektbeginn waren analytische Böen-Formen („1-cos shape“ und „sharp edge gust“) in TAU implementiert (LuFo IV Projekt ComFliTe). Im DLR Projekt Digital-X wurden weitere analytische Funktion zur Simulation von Wirbelschleppenbewegungen implementiert (Burnham-Hallock- und Lamb-Oseen-Wirbelmodelle).

Um beliebige andere Störgeschwindigkeitsverteilungen in TAU nutzen zu können, wurde eine neue Schnittstelle entwickelt und implementiert. Störgeschwindigkeitsverteilungen abhängig von Raum und Zeit werden im Vorfeld erzeugt und im Format eines kartesischen Netzes gespeichert. Diese werden zu Beginn einer Simulation eingelesen. Das kartesische Netz bewegt sich mit der Anströmgeschwindigkeit über den diskretisierten Bereich des Strömungsfeldes.

Zur Verifikation der Implementierung wurde die Wirbelschleppenbegegnung eines Verkehrsflugzeuges zweimal simuliert, (1) durch die Vorgabe des Störgeschwindigkeitsfeldes über eine analytische Funktion (Burnham-Hallock-Wirbelmodell), (2) durch die Vorgabe des Störgeschwindigkeitsfeldes über ein Kartesisches Netz, welches im Vorfeld natürlich mit der gleichen analytischen Funktion erzeugt wurde.

Durch Wirbelpaar erzeugte Störgeschwindigkeit in z-Richtung

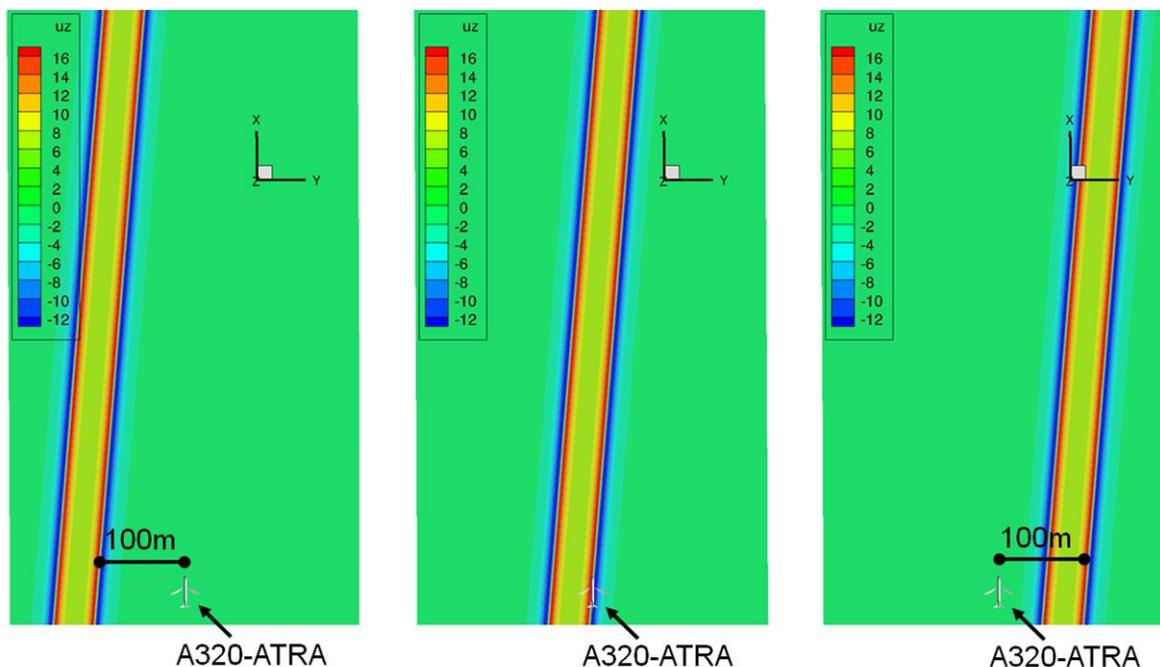


Abbildung 23: Position des Flugzeuges relativ zur Wirbelschleppe zu Beginn (links), zur Mitte und am Ende der Simulation

<sup>1</sup> Heinrich, Ralf (2014) [Simulation of Interaction of Aircraft and Gust Using the TAU-Code](#). In: New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics IX Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, 124. Springer Verlag. Seiten 503-511. ISBN 978-3-319-03157-6. ISSN 1612-2909

Abbildung 23 zeigt einen horizontalen Schnitt durch die über das Kartesische Netz vorgegebene Geschwindigkeitsverteilung (z-Komponente im geodätischen System) zu Beginn der Simulation (links), zur Mitte, und am Ende der Simulation (rechts).

Zu Beginn beträgt der Abstand des interagierenden Flugzeuges 100 m vom Wirbelkern des rechten Wirbels des voreilenden Flugzeuges. Der Winkel zwischen der Flugzeug-Symmetrieebene und Wirbelachsen beträgt  $5^\circ$ . Der Flugzeugschwerpunkt liegt in der Höhe der Wirbelkernachsen.

Abbildung 24 zeigt die zeitliche Verteilung des Auftriebsbeiwertes unter Nutzung der analytischen Störgeschwindigkeitsverteilung direkt in TAU (case 1) und unter Verwendung einer Störgeschwindigkeitsverteilung vorgegeben mit einem Kartesischen Netz (case 2). Die Ergebnisse sind nahezu identisch, wodurch die Richtigkeit der Implementierung verifiziert ist.

Anschließend wurde zusammen mit Airbus der Ansatz in die Airbus-Simulationsumgebung integriert. Damit können nunmehr Zeitbereichsrechnungen mit dem Störgeschwindigkeitsansatz durchgeführt werden.

Die entwickelte Simulationsumgebung zur Böenlastsimulation erlaubt eine flexible Anpassung des Grades an verwendeter Multidisziplinarität an die jeweiligen Anforderungen der Untersuchungen. Drei Level der Multidisziplinarität sind verfügbar, (a) vollgekoppelt, d.h. CFD gekoppelt zu Flugmechanik und Strukturmechanik, (b) ohne Strukturmechanik, d.h. CFD gekoppelt allein zur Flugmechanik, und (c) nur CFD.

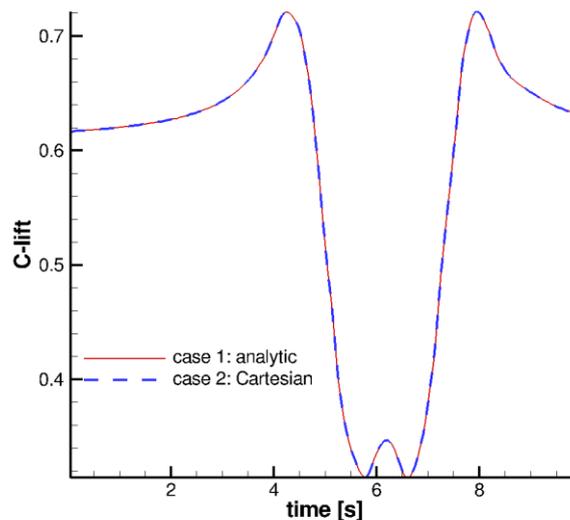


Abbildung 24: Zeitliche Verteilung des Auftriebsbeiwertes unter Nutzung der analytischen Störgeschwindigkeitsverteilung direkt in TAU (case 1) und unter Verwendung einer Störgeschwindigkeitsverteilung vorgegeben mit einem Kartesischen Netz

Im Projekt wurden verschiedene Analysen durchgeführt, die einen Vergleich von multi- und monodisziplinären Simulationsergebnissen einschließen. Die Ergebnisse zweier Lastfälle werden exemplarisch gezeigt:

	Lastfall 1 (subsonisch)	Lastfall 2 (transsonisch)
$Ma_\infty$ [-]	0.45	0.836
Böenwellenlänge $\lambda_{\text{gust}}$ [m]	213.4	213.4
Böenamplitude $V_{ds}$ [m/s] (EAS)	11.98	10.52
Massenverhältnis $m/m_{\text{ref}}$ [-]	1.84	1.0
$\lambda_{\text{gust}}/L_{\text{ref}}$ [-]	23.7	23.7

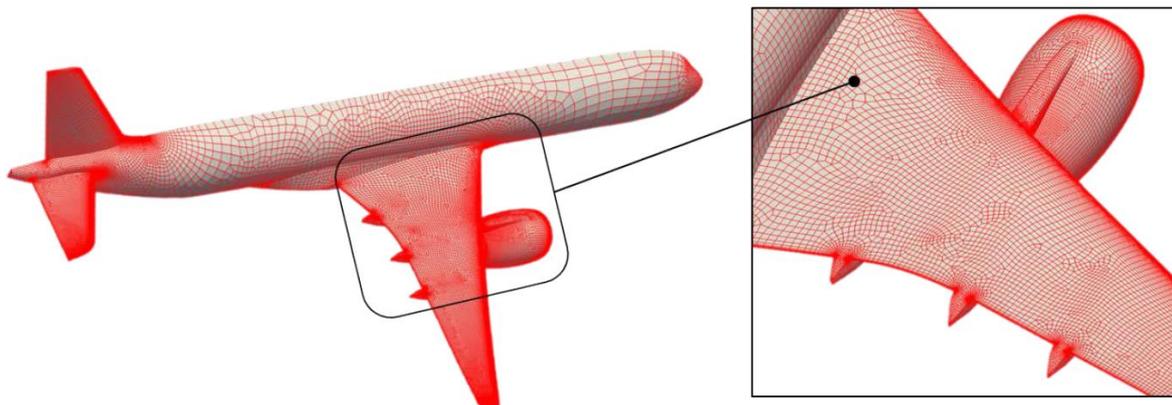


Abbildung 25: CFD-Oberflächennetz der hier betrachteten Flugzeugkonfiguration

Startpunkt war stets die unverformte und ungetrimmte Konfiguration. Für jeden Flugpunkt wurde entsprechend dem im vorigen Abschnitt beschriebenen Vorgehen zuerst eine aeroelastische Trimmrechnung durchgeführt und so die getrimmte aeroelastische Gleichgewichtskonfiguration (Flight Shape) bestimmt.

Das Augenmerk der Analyse war darauf gerichtet, zu vergleichen, welchen Einfluss die verschiedenen Multidisziplinaritätsgrade auf die Ergebnisse der Böenbegeugungssimulationen für die Lastfälle 1 und 2 haben. Die Resultate sind in Form der zeitlichen Verläufe der Lastfaktoren in Abbildung 26 dargestellt, links für den subsonischen Fall, rechts für den transsonischen Fall. Die schwarze Kurve repräsentiert die monodisziplinäre CFD-Analyse; die blaue Kurve entspricht der Analyse mit gekoppelter CFD-Rechnung und Flugmechanik; die grüne Kurve zeigt das Ergebnis der vollgekoppelten Simulation.

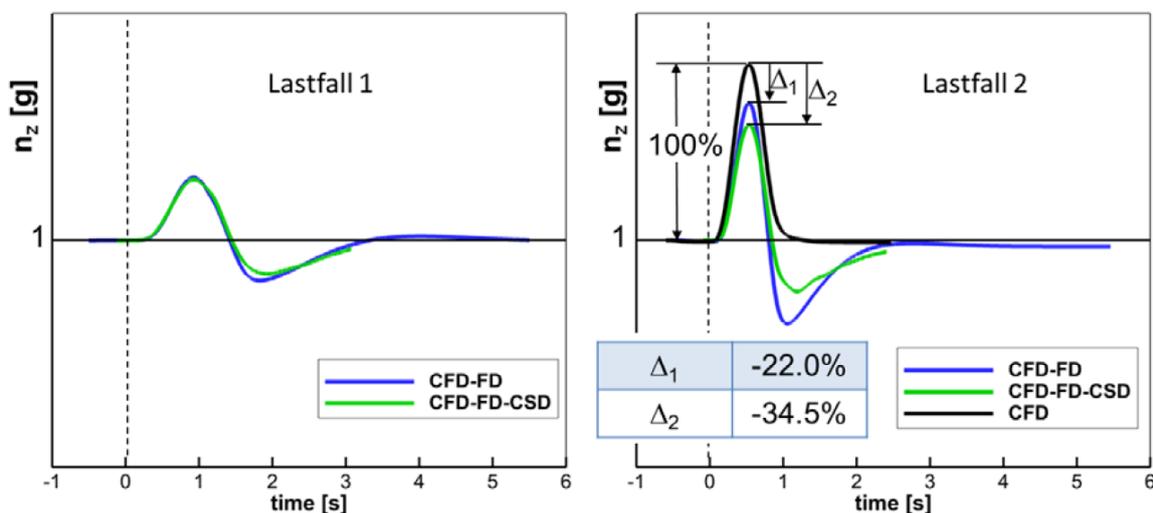


Abbildung 26: Resultierende zeitliche Verläufe der Lastfaktoren aus Böenanalysen mit FSDynaflly für die Lastfälle 1 und 2

Folgendes lässt sich erkennen: Zieht man die monodisziplinäre Simulation (völlig ungekoppelter Fall) als Referenz heran, so führt die zusätzliche Kopplung mit der Flugmechanik bereits zu einer Reduktion des maximalen Lastfaktors im transsonischen Fall (Abbildung 26 rechts) von etwa  $\Delta_1=22\%$ . Wird zusätzlich noch die dämpfende Wirkung berücksichtigt, die aus der Elastizität der Struktur rührt, so reduziert sich der maximale Lastfaktor gar um  $\Delta_2=34.5\%$ . Hieran erkennt man die Wichtigkeit der Berücksichtigung der Multidisziplinarität bei der Böenlastvorhersage, insbesondere unter transsonischen Verhältnissen. Im subsonischen Lastfall 1 (Abbildung 26 links) rücken die unterschiedlichen Simulationen deutlich dichter zusammen.

## Arbeitspaket 3200 Fortschrittliche Verfahren zur Lastberechnung

Im AP 3200 wurde ein Reduced-Order-Modell- (ROM) Verfahren für die Abschätzung von dynamischen Lasten entwickelt. Das Verfahren basiert auf der instationären Korrektur von AIC Matrizen in einem bestimmten Frequenzintervall. Die AIC Matrizen entsprechen CFD Ergebnissen, berechnet für einen Satz von Korrekturmoden, welche über den Abwindvektor auf anderen Moden übertragen werden können. Das Verfahren kann im aerodynamisch linearen sowie im aerodynamisch nichtlinearen Bereich verwendet werden, wobei sich die Korrekturmoden in diesen Fällen unterscheiden.

Die AIC Matrizen werden als Lösung eines Least-Squares-Problems erzeugt. Abbildung 27 zeigt das aerodynamische Gitter auf den Oberflächen eines CFD-Modells (Euler-Netz, Abbildung 27 links) sowie die Panels eines Double-Lattice-Modells (DLM, Abbildung 27 rechts).

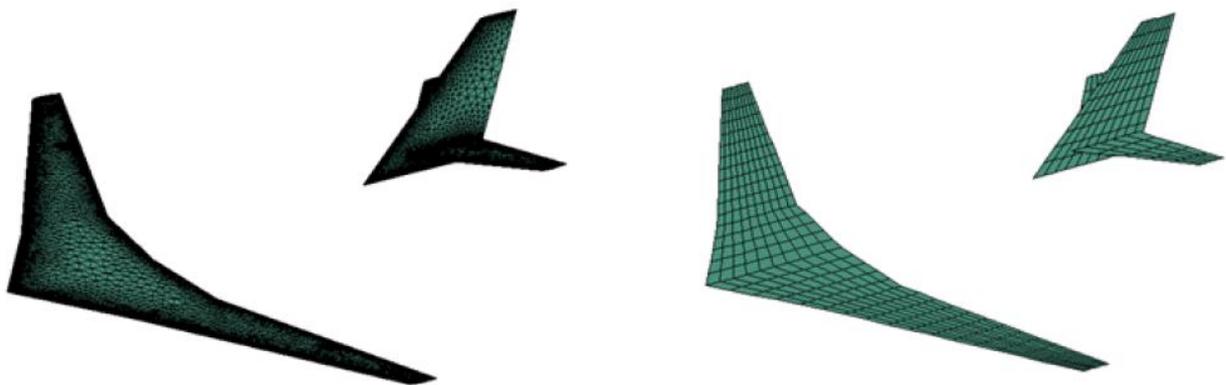


Abbildung 27: Aerodynamisches Modell einer generischen Flugzeugkonfiguration;  
links: CFD, rechts: DLM

Für dieses Modell wurde die dynamische Antwort auf eine vertikale diskrete Böe der Länge 700 ft untersucht. Die AIC Matrizen wurden mit CFD Ergebnissen für zwei instationäre Moden erzeugt, bestehend aus jeweils einem Puls für die Böe auf das starre Flugzeug und einem Puls der ersten symmetrischen flexiblen Mode. Die Frequenz der Pulse entspricht einer Böe der Länge 100 ft. Für diese Anwendung ist die Aerodynamik im linearen Bereich.

Ein Vergleich der generalisierten Luftkräfte (GAF) für Heave (Hub, Mode 3), Pitch (Nicken, Mode 5) und die ersten zwei symmetrischen flexiblen Moden (Moden 7 und 9) wird in Abbildung 28 gezeigt. Die Ergebnisse der 2 Moden für die instationäre Korrektur ( $q_0+q_7$ ) werden zusätzlich mit einer 1 Mode instationären Korrektur ( $q_0$ , starre Böe) und eine quasistationäre Korrektur verglichen (Offset). Die ROM-Ergebnisse entsprechen den Ergebnissen einer vollen CFD-CSM Simulation. Die Luftkräfte ergeben sich aus den aerodynamischen Verteilungen über die Komponenten, sodass auch die Lastverteilungen vom entwickelten Verfahren sehr genau abgeschätzt werden.

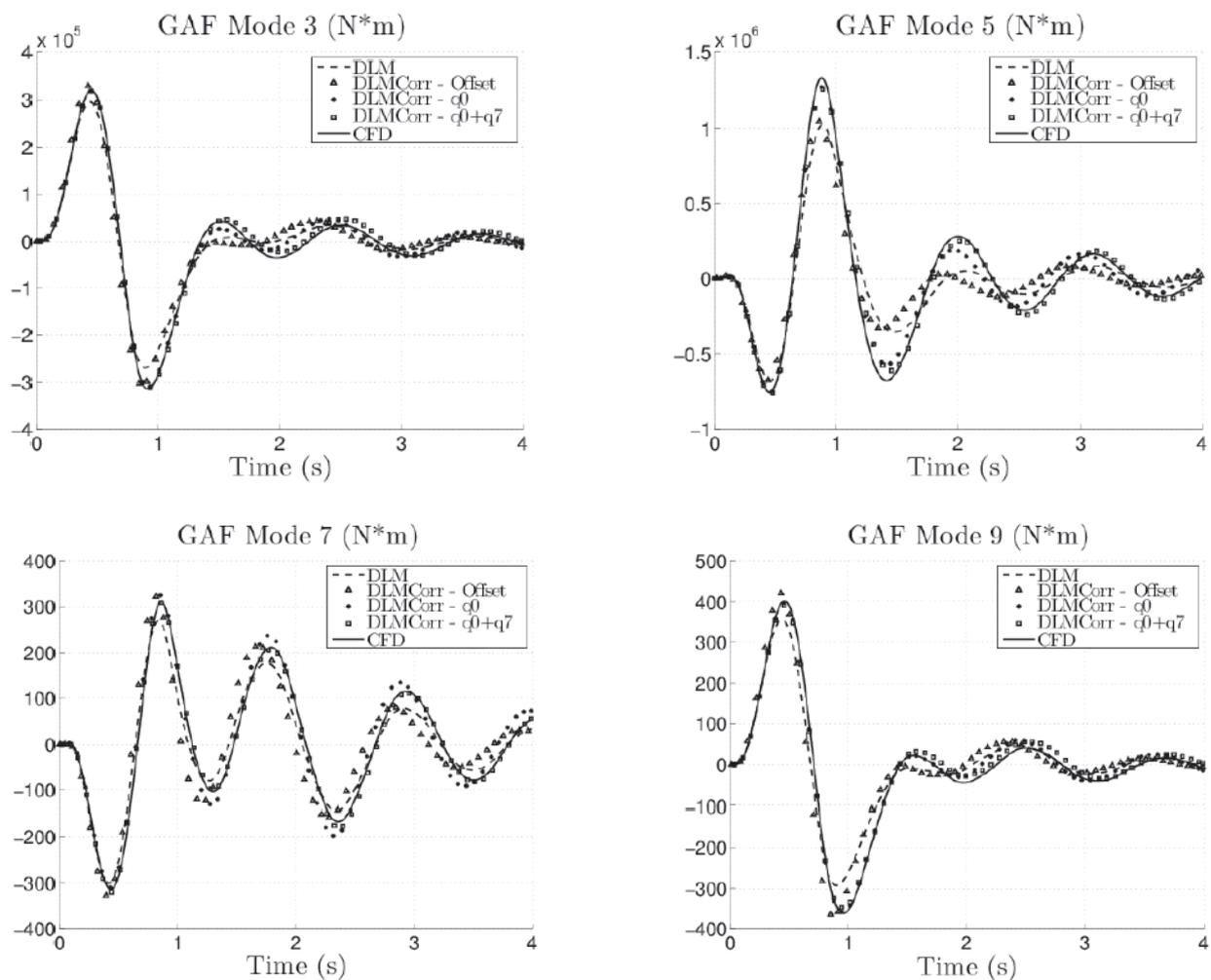


Abbildung 28: Generalisierte Luftkräfte für eine vertikale diskrete Böe der Länge 700 ft

## *Aeroelastische Antwort einer Flügelkonfiguration auf kontinuierliche Turbulenz:*

In dieser Arbeit wurde die aeroelastische Antwort einer Flügelkonfiguration auf kontinuierliche Turbulenz untersucht. Klassische Methoden verwenden ein linearisiertes aerodynamisches Modell zur Ermittlung der Lasten und des Ermüdungsverhaltens der Flugzeugstruktur. Um die Effekte der Aerodynamik aus höherwertigen Verfahren zu berücksichtigen, wurde ein Reduced-Order-Model-Verfahren (ROM), welches auf Ergebnisse der hochwertigen numerischen Strömungsmechanik (CFD) basiert, entwickelt.

Im ersten Schritt beschränkt sich die Analyse auf atmosphärische Turbulenz mit einem relativ kleinen quadratischen Mittelwert (root mean square, rms) von 1 m/s. Abbildung 29 stellt die Überschreitungshäufigkeit des lokalen Auftriebs- und Nickmomentenbeiwerts an der Flügelwurzel einer starren Konfiguration dar. Darin werden die Ergebnisse der Doublet-Lattice-Methode (DLM) mit denen aus dem quasistatischen (Offset) und instationären ROM ( $q_0$ ) -Verfahren verglichen, wobei eine diskrete, vertikale Böe als Korrekturmode verwendet wurde. Dabei wird ersichtlich, dass die Berücksichtigung von höherwertigen Aerodynamikverfahren die statistische Verteilung der lokalen Koeffizienten beeinflusst, insbesondere die des Nickmomentenbeiwerts.

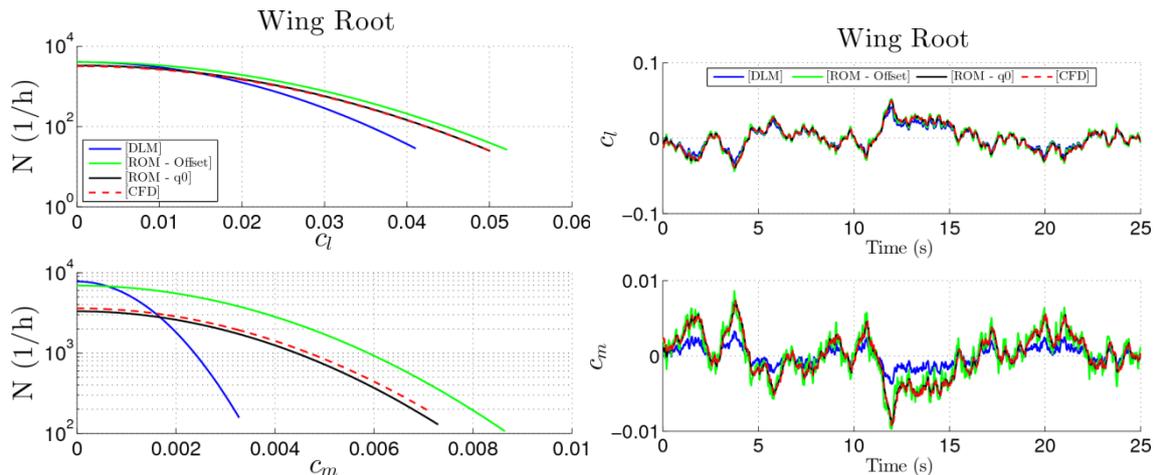


Abbildung 29: Überschreitungshäufigkeit und Zeitverlauf des lokalen Auftriebs- und Nickmomentenbeiwerts an der Flügelwurzel, starre Konfiguration

Die aeroelastische Antwort einer freien, flexiblen Konfiguration wurde ebenfalls untersucht. Die spektralen Leistungsdichten (power spectral density, PSD) des lokalen Auftriebs- und Nickmomentenbeiwerts an der Flügelwurzel sind in Abbildung 30 aufgeführt, jeweils aus dem klassischen Verfahren und ROM-Verfahren mit verschiedener Anzahl an Korrekturmoden. Diese Ergebnisse zeigen, dass das ROM-Verfahren die Genauigkeit der klassischen Methode verbessert, auch wenn Unterschiede zur CFD noch zu erkennen sind.

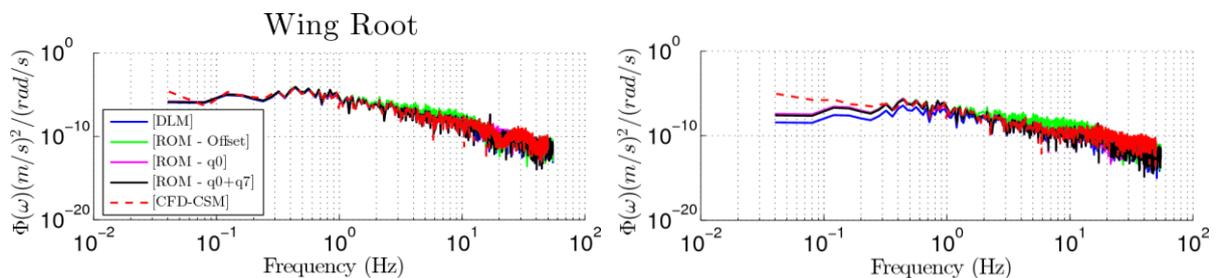


Abbildung 30: spektrale Leistungsdichte des lokalen Auftriebs- und Nickmomentenbeiwerts an der Flügelwurzel, freie, flexible Konfiguration

Abschließend wurden die Untersuchungen zu Böenlasten auf einen neuartigen Ansatz zur Bearbeitung nichtlinearer Modelle zur Turbulenzanalyse, z. B. bei hohen Anregungsamplituden, im Frequenzbereich erweitert. Der Ansatz bedient sich einer so genannten Volterra-Reihe. Anwendungen eines solchen Verfahrens im Bereich der Aerodynamik und der nichtlinearen Strukturmechanik sind in SILVA<sup>2</sup> und MARZOCCA<sup>3</sup> veröffentlicht. Eine Nutzung bei aeroelastischen Analysen ist bisher noch nicht beschrieben.

Die Methode weist eine Reihe von Vorteilen auf:

- Der Ansatz arbeitet auch mit Störungen, die direkt im Frequenzbereich definiert sind. Dieses ist bei atmosphärischer Turbulenz der Fall, deren Eigenschaften üblicherweise als spektrale Leistungsdichte gegeben sind.

<sup>2</sup> Silva, W., Application of nonlinear systems theory to transonic unsteady aerodynamic responses, Journal of Aircraft, Vol. 30, No. 5, 1993.

<sup>3</sup> Marzocca, P., Librescu, L., and Silva, W., Aeroelastic response of nonlinear wing sections using a functional series technique, AIAA journal, Vol. 40, No. 5, 2002.

- Die nichtlineare Systemantwort lässt sich um einige Größenordnungen schneller erzeugen als mit gekoppelten CFD-Simulationen.
- Terme höherer Ordnung für die Approximationen der Lasten lassen sich mithilfe glatter Eingangssignale identifizieren; Sprungfunktionen werden nicht benötigt, was die Konvergenz der als Datenbasis benötigten CFD-Simulationen unterstützt.
- Die Methode lässt sich an Stellen einsetzen, an denen CFD-basierte Simulationen nicht konvergieren. Solche Konvergenzprobleme treten beispielsweise auf, wenn Turbulenzen mit einem RMS-Wert von mehr als 2 m/s berechnet werden sollen. Dieses ist eine relevante Fragestellung, da die Zulassungsbestimmungen hier einen Maximalwert von 10 m/s fordern.

Die Arbeiten wurden mit einer generischen Flugzeugkonfiguration und Böenfeldern 1. und 2. Ordnung, siehe Abbildung 31, durchgeführt.

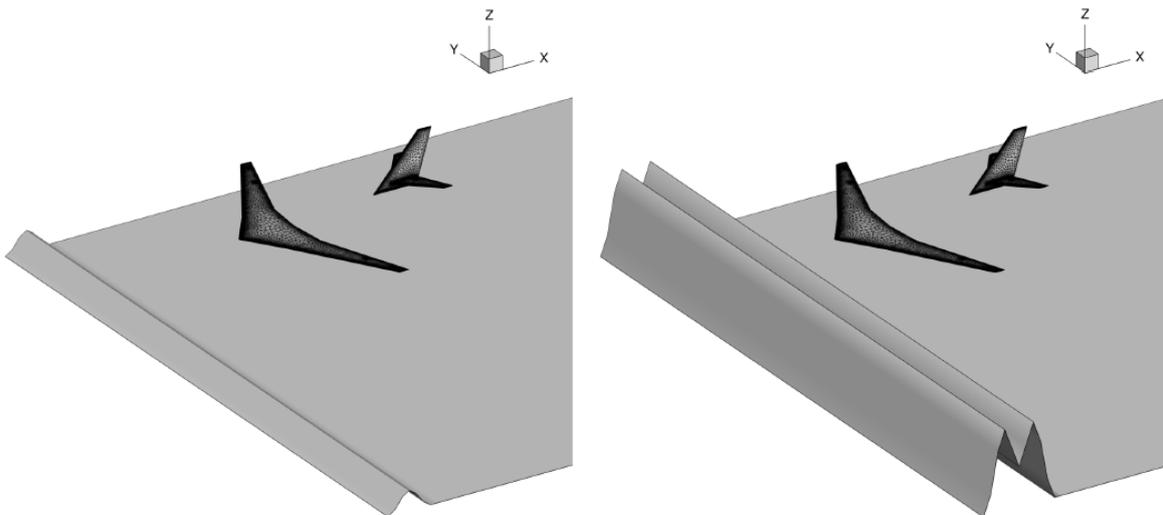


Abbildung 31: Böenfelder für die Identifikation der Volterra-Parameter 1. Ordnung (links) und 2. Ordnung (rechts)

### *Modellierung beweglicher Steuerflächen:*

Zur Vorhersage von Lasten in Folge von Ausschlägen von Steuerflächen sind im Rahmen von ReduLa entsprechende Techniken entwickelt bzw. vorhandene Techniken weiter verbessert worden. Zum Abschluss der Arbeiten konnten alle Primärsteuerflächen modelliert werden. Eine besondere Herausforderung stellte dabei die Modellierung von Spoilern dar, die aus der Oberfläche des Flügels herausgefahren werden. Hier wurde im Projekt ein großer Fortschritt erzielt. Zur Anwendung kommt dabei die Chimera-Technik mit „automatic hole cutting“, welche die Robustheit und Anwenderfreundlichkeit des TAU-Codes signifikant verbessert. Abbildung 32 zeigt für ein simples 2D Beispiel die verwendeten Komponentennetze für Flügel und Spoiler, sowie das kombinierte Netz vor und nach dem automatic hole cutting. Die zunächst im zweidimensionalen demonstrierten Techniken konnten auch auf einen komplexeren 3D Testfall mit drei Spoilern übertragen werden (Spoiler-Piano). Abbildung 33 zeigt einen Zeitschnitt aus der instationären Simulation des Aus- und Einfahrvorganges der drei Spoiler. Die Anströmbedingungen sind die gleichen, wie im vorherigen 2D-Beispiel. Die drei Spoiler wurden jedoch unabhängig voneinander bewegt.

Die durchgeführten Arbeiten stellen einen wesentlichen Beitrag zu Deliverable D3200-2 dar (Erweiterte Prozesskette und Dokumentation für die Vorhersage von Steuerflächenlasten über die Flugumhüllung inklusive Spoiler). Die Arbeiten wurden in enger fachlicher Abstimmung mit dem LuFo-IV-Projekt AeroStruct, sowie dem DLR Projekt Digital-X, durchgeführt. Weiterhin waren sie eine wesentliche Voraussetzung für die Arbeiten im LuFo V-2 Projekt VitAM, welches am 01.07.2016 gestartet ist.

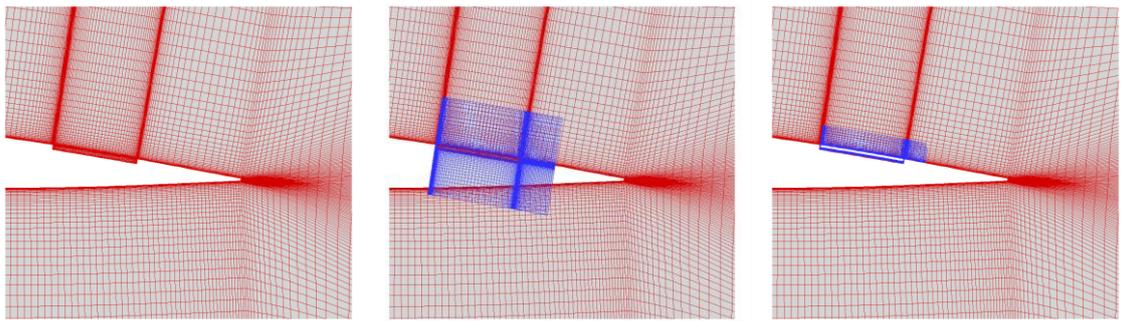


Abbildung 32: Links: Flügelnetz mit Aussparung für den Spoiler; Mitte: Flügel- & Spoilernetz vor dem automatic hole cutting; Rechts: Flügel- & Spoilernetz nach dem automatic hole cutting

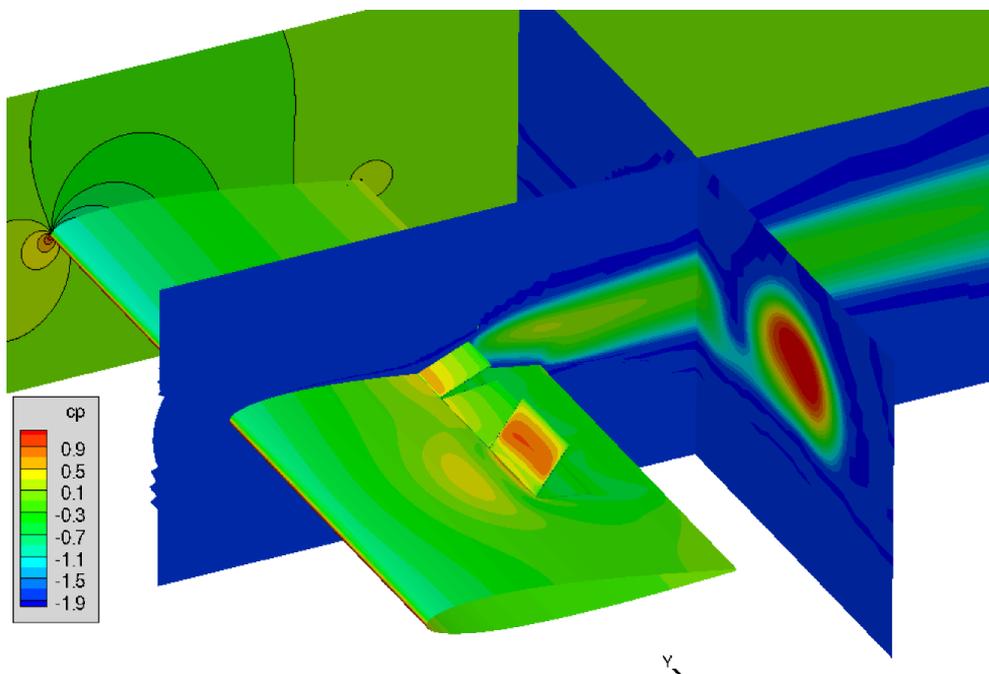


Abbildung 33: Zeitschnitt aus einer instationären 3D Simulation eines Aus- und Einfahrvorganges eines Spoiler-Pianos bestehend aus drei unabhängig voneinander bewegbaren Spoilern

Zudem wurden zusätzlich zu den oben dargestellten Arbeiten auch Verfahren zur Erzeugung parametrischer Modelle reduzierter Ordnung (ROMs) zur Lastenvorhersage hinsichtlich der Modellierung von Steuerflächen mittels deformierter CFD-Rechengitter erweitert, sowie unter Verwendung von Verfahren unterschiedlicher Eindringtiefe (VFM) eine automatisierte Prozesskette zur Vorhersage aerodynamischer Kräfte und Momente über den Flugbereich bei einer Variation des Settings von Steuerflächen entwickelt.

*Erweiterung des reduzierten Modellansatzes zur Behandlung von deformierten Netzen:*

Zur Handhabung deformierter Oberflächen- und Volumennetze infolge von Steuerflächenausschlägen ist eine Schnittstelle zwischen der Simulationsumgebung FlowSimulator und SMARTy, der DLR Software für aerodynamische Ersatzmodelle und ROMs, zur Verfügung gestellt worden. Die Schnittstelle wurde so implementiert, dass sich diese in das Software-design von SMARTy nahtlos integrieren lassen.

Somit konnte der reduzierte Modelansatz basierend auf Proper Orthogonal Decomposition (POD) hinsichtlich Steuerklappenvariationen und den damit verbundenen deformierten Netzen erweitert werden. Dies umfasst die erfolgreiche Erweiterung der Verfahren zur Interpolation der POD-Koeffizienten als auch der Residuums-Minimierung mittels Least-Squares Verfahren zum Aufbau des aerodynamischen Modells reduzierter Ordnung. Insbesondere die sich verändernden Zellvolumina aufgrund von Netzdeformationen werden konsistent während der Residuums-Minimierung berechnet und berücksichtigt. Die Methoden wurden am vereinfachten Beispiel anhand eines 2D-Profiles mit einer beweglichen Wölbklappe bei einer transsonischen Machzahl, einem Anstellwinkelbereich von  $-2^\circ$  bis  $6^\circ$  und Klappenausschlägen zwischen  $-10^\circ$  und  $10^\circ$  untersucht. Es hat sich gezeigt, dass die Berücksichtigung sich verändernder Zellvolumina zu keiner Veränderung der Vorhersagen der Druckverteilungen mit Hilfe des ROM führt. Aufgrund dessen wurde auf eine Untersuchung an einer industriellen Konfiguration unter Berücksichtigung der Netzdeformation in der ROM-Formulierung verzichtet. Gleichwohl erfolgte eine Demonstration für eine flexible industrielle Flugzeugkonfiguration ohne die Berücksichtigung der sich durch Netzdeformation verändernden Zellvolumina im ROM, bei der eine sehr gute Übereinstimmung der mit dem ROM vorhergesagten Oberflächendruckverteilung mit TAU-Referenzdaten erzielt werden konnte.

*Aufbau einer Prozesskette zur automatischen Erstellung von ROMs und Ersatzmodellen:*

Hinsichtlich der Prozesskette zur Erstellung von ROMs zur Lastenvorhersage ist der Prozessablauf in einem Python-Skript unter Verwendung der in der SMARTy-Toolbox entwickelten und erweiterten Methoden realisiert worden. Des Weiteren ist in diesem Arbeitspaket zur automatisierten Berechnung von integralen aerodynamischen Koeffizienten infolge von Steuerflächenausschlägen eine Prozesskette unter Verwendung der in der SMARTy Toolbox vorhandenen VFM Methoden<sup>4</sup> entwickelt und angewendet worden.

Diese auf Python basierende VFM-Prozesskette, wurde als integriertes Tool im RCE Workflow-Managementsystem bereitgestellt, sodass eine automatische Erzeugung von aerodynamischen Kennfeldern in einem benutzerspezifischen RCE-Workflow möglich ist. Eine Anbindung an das CPACS-Datenformat war erforderlich und wurde erfolgreich umgesetzt.

Ebenfalls wurde eine erste Demonstration zur Erzeugung von aerodynamischen Kennfeldern mit der Methode des hierarchischen Krigings an einem 2D-Profil mit einer beweglichen Wölbklappe durchgeführt werden. Als Verfahren von geringerer Genauigkeit (Low-Fidelity) kam hierbei das von M. Drela am MIT entwickelte Panelverfahren Xfoil zum Einsatz. Seitens der höherwertigen Methoden (High-Fidelity) wurden Reynolds-gemittelte Navier-Stokes (RANS) Simulation mit dem DLR Tau-Code durchgeführt. Mit dem Low-Fidelity Verfahren wurde hierbei der Parameterraum, beschränkt auf den subsonischen Flugbereich von Mach 0,1 bis 0,3 bei gleichzeitiger Variation des Anstellwinkels ( $-5^\circ$  bis  $20^\circ$ ) und der Klappenposition ( $0^\circ$  bis  $30^\circ$ ) fein abgetastet und ein Datensatz mit 1128 Stützstellen erzeugt. Dieser fungiert während der Multi-Fidelity Modellierung als globales Trendmodell, während versucht wird mit einigen wenigen High-Fidelity Stützstellen (15 RANS-Simulationen) die Vorhersagegenauigkeit zu korrigieren. Der Entwurfsraum ist in Abbildung 34 abgebildet.

---

<sup>4</sup> Han, Z. H., Görtz, S. (2012): "Hierarchical Kriging Model for Variable-Fidelity Surrogate Modeling," AIAA Journal, Vol. 50, No. 9, pp. 1885-1896, September 2012.

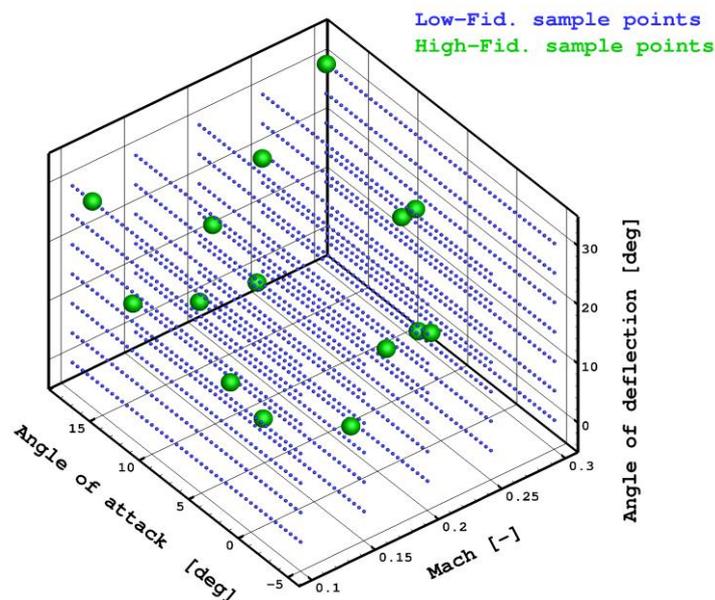


Abbildung 34: Parameterraum und Stützstellenverteilung des Low-Fidelity Verfahrens nach einem Full-Factorial Ansatz und der High-Fidelity Stützstellen nach einer Methode zur adaptiven Stützstellenauswahl

Am Beispiel des Verlaufs des Nickmomentenbeiwertes in Abhängigkeit der Machzahl und des Anstellwinkels bei einem Klappenausschlag von  $20^\circ$  ist in Abbildung 35 ein VFM-Ergebnis der Low-Fidelity Trendlösung sowie der High-Fidelity Referenzlösung gegenübergestellt. Der globale korrigierende Einfluss der wenigen verwendeten High-Fidelity Stützstellen auf den Low-Fidelity Trend ist deutlich erkennbar und führt zu einer verbesserten Modellierungsgenauigkeit. Zu beachten ist, dass in dem gewählten Ausschnitt des Parameterraumes keine High-Fidelity Stützstellen zur Erstellung des aerodynamischen Ersatzmodells beigetragen haben und dennoch eine höhere Genauigkeit gegenüber des nicht korrigierten Low-Fidelity Kennfeldes, welches bisher zur Erzeugung solch umfangreicher aerodynamischer Datensätze alleine herangezogen wurde, erzielt werden konnte.

Für eine weitere Demonstration der VFM- sowie der ROM-Fähigkeiten anhand eines Parameterraums von höherer Dimension sollte ein Euler- sowie ein RANS Datensatz für einen LANN-Flügel mit mehreren Steuerflächen erzeugt werden. Die beiden hierfür benötigten Rechengitter wurden generiert und beinhalten drei nebeneinander angeordnete Steuerflächen an der Flügelhinterkante. Für deren Modellierung ist anstelle der Chimera-Technik der effizientere Patched-Grid Ansatz verwendet worden. Neben der verringerten Netzpunktzahl, die sich positiv auf die benötigte Rechenzeit auswirkt, bleibt des Weiteren hierbei die Netzpunktzahl zwischen verschiedenen Steuerflächenausschlägen unverändert. Diese konstante Netzpunktzahl ermöglicht die Verwendung des bereits erweiterten ROM Ansatzes auch für den komplexeren drei-dimensionale Testfall mit Steuerflächen.

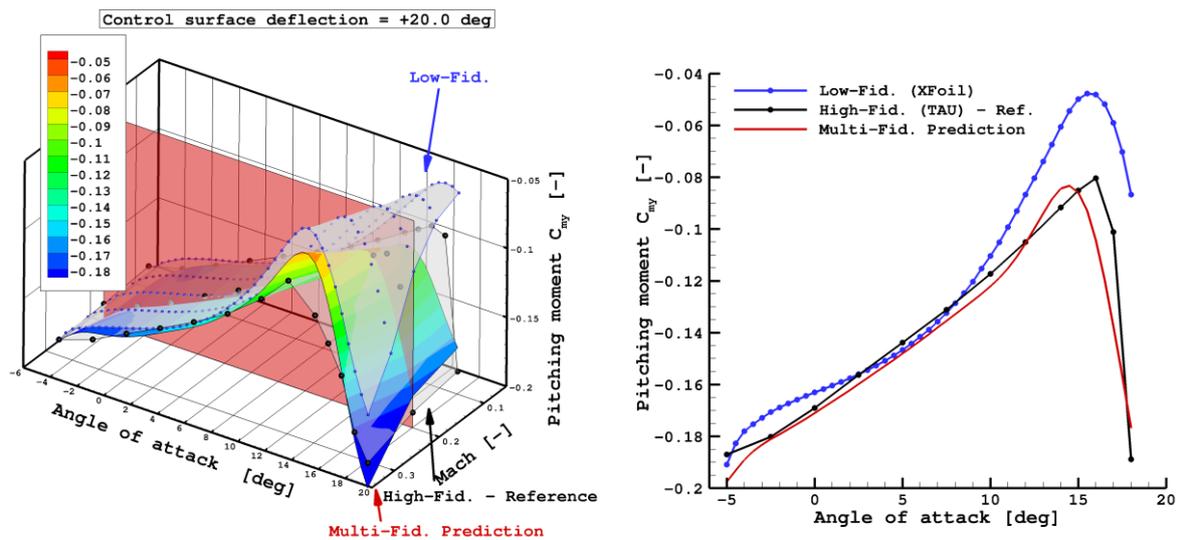


Abbildung 35: Vergleich der Multi-Fidelity Vorhersage mit dem Low-Fidelity Datensatz und der High-Fidelity Referenzlösung am Beispiel des Nickmomentenbeiwertes für einen ausgewählten Klappenausschlag und zudem als Schnittdarstellung dessen für Mach 0,2

Trotz einer Modifikation eines Teilbereichs des Rechengitters und einer Netzverfeinerung insbesondere im Spaltbereich, sind für diesen Testfall erhebliche Konvergenzprobleme aufgetreten. Da auch noch Modifikationen im Strömungslöser hinsichtlich der Implementierung und Verifizierung der neuen Randbedingung ausstehend waren, konnte im Rahmen des Projektes keine abschließende Lösung zur Behebung der unerwarteten Probleme identifiziert werden. Eine mögliche Strategie zur Behebung der Probleme ist ein anderes Herangehen bei der Vernetzung einer solchen komplexen Konfiguration.

Dennoch konnte, ebenso wie die ROM-basierte Vorhersage von Lasten, auch die Methodik zur Vorhersage aerodynamischer Kennfelder über den VFM-Ansatz an einem industriellen, allerdings proprietären, Testfall erfolgreich demonstriert werden. Dieser Testfall umfasste den gesamten Flugbereich von subsonischen bis hin zu transsonischen Strömungsbedingungen, Schiebe- und Anstellwinkelvariationen sowie Variationen von drei Kombinationen von Steuerflächenausschlägen zur Flugsteuerung der insgesamt acht Steuerelemente. Für diesen Testfall konnte nachgewiesen werden, dass insbesondere durch die adaptive Verfeinerungsstrategie eine gute Vorhersagegenauigkeit für das hochdimensionale aerodynamischen Kennfeld erzielt werden konnte. Zudem wurde ein deutlicher Speed-Up infolge einer reduzierter Anzahl an High-Fidelity Simulationen im Vergleich mit einem Single-Fidelity Modellierungsansatz festgestellt

#### *Demonstration eines VSAERO-basierten Modells zur Lastanalyse:*

Ziel der Arbeiten ist die Demonstration eines VSAERO-basierten Modells eines typischen Langstreckenflugzeugs mit ausreichendem Detailgrad für die Zertifizierung. Die Arbeiten wurden von IBK im Unterauftrag durchgeführt. Für die Arbeiten wurde ein industrielles Modell, bereitgestellt von Airbus, genutzt. Das Strukturmodell wurde auf die Lastreferenzachsen kondensiert, für das Aerodynamik-Modell wurde ein VSAERO-Modell genutzt, siehe Abbildung 36 (Quelle IBK). Für dieses wurden die Modellierung erweitert und die Anforderungen an die Diskretisierung überprüft.

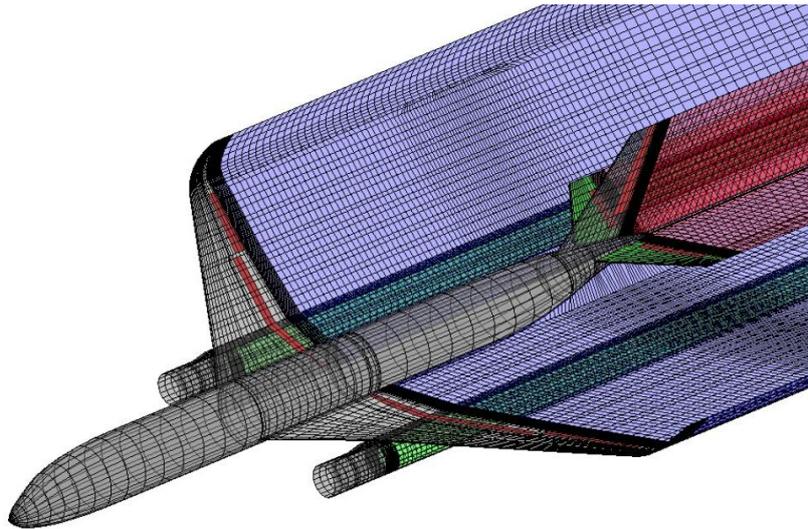


Abbildung 36: VSAERO-Modell eines Langstreckentransportflugzeugs

### *Schneller Lastenloop für laterale Böenlasten:*

Für ein Langstreckenflugzeug wurde ein Prozess für eine schnelle Analyse lateraler Böenlasten entwickelt und demonstriert. Die Arbeiten wurden von IBK im Unterauftrag durchgeführt. Die Analysen wurden für eine Reihe von Massenkonfigurationen durchgeführt. Da laterale Böenlasten gerade für den Rumpf relevant sind, wurde die Auswertung der Lasten auf die Rumpfstruktur fokussiert.

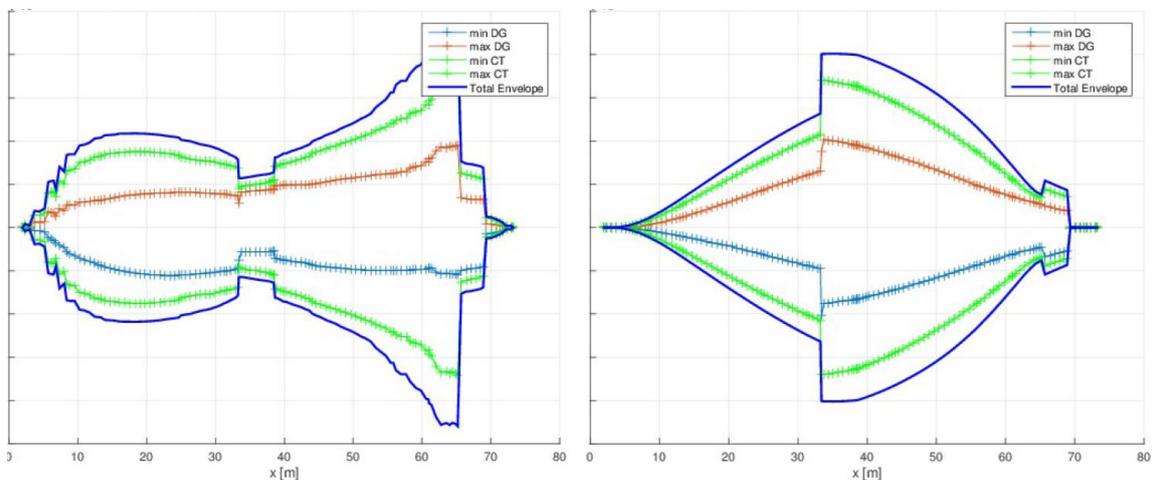


Abbildung 37: Typischer Verlauf von Querkraft & Biegemoment bei einer Lateralböe am Rumpf

## Arbeitspaket 3300 Lasten bei hohen Anstellwinkeln: Dynamic Overshoot

Im AP 3300 wurden numerische Simulationen von Windkanalversuchen bei hohen Anstellwinkeln durchgeführt. Bei den gewählten Anstellwinkeln tritt bei subsonischer wie bei transsonischer Strömung Ablösung auf. Bei dynamischer Bewegung ist die Ablösung mit einer Phasenverschiebung und einer Amplitudenerhöhung gegenüber dem statischen Fall versehen, man spricht in dem Fall auch von „Dynamic Overshoot“.

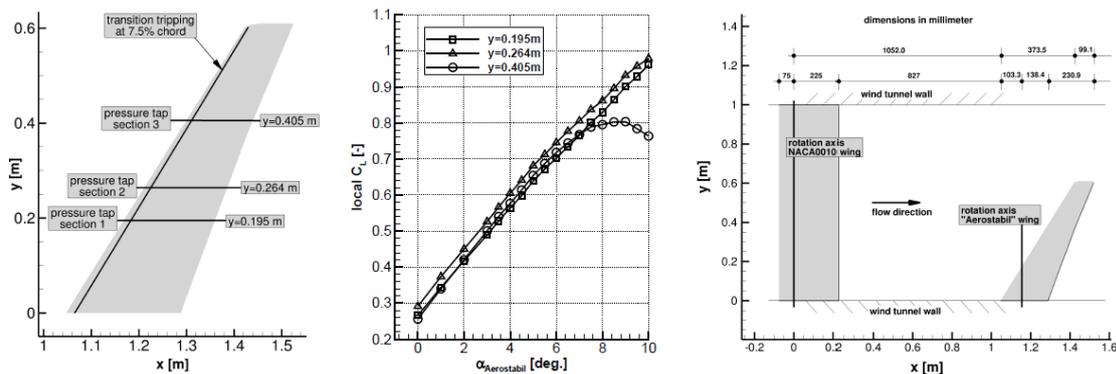


Abbildung 38: Transitionsstreifen und Drucksensoren auf dem „Aerostabil“-Flügel (links); gemessene lokale Auftriebspolaren für  $Ma = 0.5$  (Mitte); Windkanalaufbau (rechts)

Es wurde ein Windkanalversuch mit dem Fall einer lokalen Ablösung aufgrund eines hohen Anstellwinkels untersucht. Der Aufbau des Versuchs ist in Abbildung 38 zu sehen. Deutlich zu sehen ist die Ablösung im Außenschnitt. Bei Windkanalversuchen ist es üblich, Transitionsstreifen nahe der Flügel Nase zu setzen, um laminare Ablösungen zu vermeiden, aber auch um die Nachrechnung des Versuchs zu erleichtern, indem in der Simulation voll turbulente Strömung angenommen werden konnte. Trotzdem wurde bei großen Anstellwinkeln in vielen Fällen keine befriedigende Übereinstimmung zwischen Messwerten und Simulation erzielt. Als Grund für die Abweichungen zwischen Experiment und Simulation wurde oft der Einfluss der Turbulenzmodelle auf die Lösung angenommen.

Die aktuelle Fragestellung war, inwieweit die klassische Annahme einer voll turbulenten Strömung bei der numerischen Simulation überhaupt gültig ist. Für die Analyse wurde das Modell mit Windkanalwänden simuliert. Dabei wurde einmal mit „klassischen“ Annahmen gerechnet (Transitionsstreifen auf dem Windkanalmodell, voll turbulente CFD-Rechnung), einmal wurde mit einem laminar-turbulenten Umschlag gerechnet, bei dem die Umschlagstelle auf die im Experiment genutzte Lage des Transitionsstreifens fixiert wurde. Abbildung 39 zeigt den Unterschied der Ergebnisse für die genutzten Ansätze.

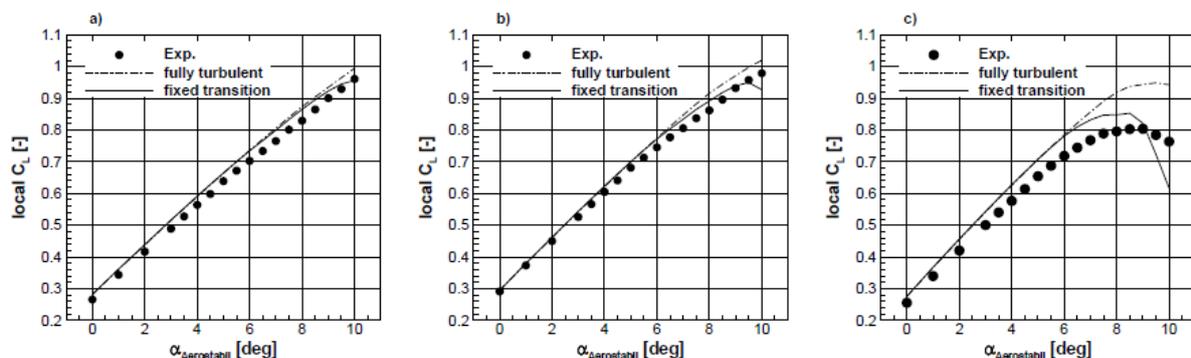


Abbildung 39: Einfluss der laminar-turbulenten Transition auf die lokalen Polaren beim Aerostabil-Flügel

Bei der Annahme voll turbulenter Strömung wird der Auftrieb bei hohen Anstellwinkeln stark überschätzt. Die laminar-turbulente Analyse gibt die Charakteristik der Ablösung wesentlich besser wider, siehe Abbildung 40.

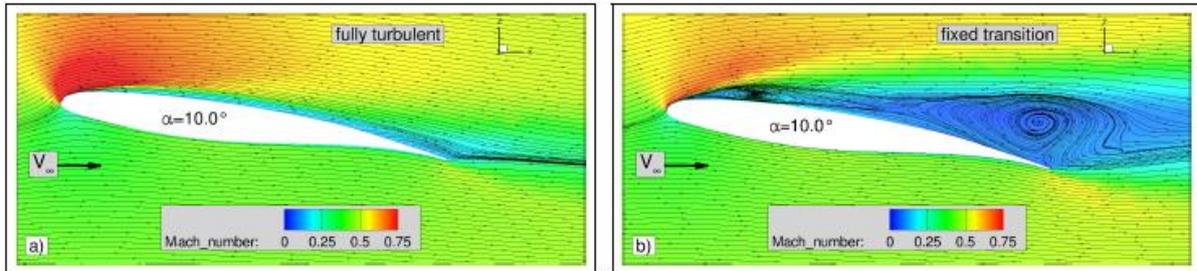


Abbildung 40: Strömungsfeld im Außenschnitt beim Aerostabil-Flügel

Als Schlussfolgerung der Untersuchungen kann gesagt werden, dass die Annahme einer voll turbulenten Strömung in der CFD-Analyse hoher Anstellwinkel nicht zielführend ist, selbst wenn im Experiment ein Transitionsstreifen genutzt wird. Bei laminar-turbulenter Analyse, welche im TAU-Code stationär mit hoher Genauigkeit zur Verfügung steht, wird die Charakteristik der Strömung gut wiedergegeben.

Die Ergebnisse wurden in der Publikation von J. Neumann, D. Friedewald und H. Hennigs, „The influence of fixed transition modeling on aeroelastic simulations in comparison to wind tunnel experiments“ im CEAS Aeronautical Journal [7] im Detail diskutiert, für die auch die oben gezeigten Abbildungen erstellt wurden.

## AP 3400: Fortschrittliche Aeroelastikanalysen:

Dieses Arbeitspaket wurde ausschließlich im Rahmen des Airbus-Eigenantrags bearbeitet.

## II.1.2.3 Hauptarbeitspaket 4000: Lasten-, Struktur- und Systemoptimierung

### Arbeitspaket 4100 Weitergehende Integration von Lasten- und Strukturanalysen

*Konzept für ein Tool zur Anwendung der parametrischen GEV-Methode:*

Im Lufo IV-Projekt ProWings wurde erfolgreich gezeigt, dass die maximalen Lasten während Stall Buffetings mittels der sogenannten Generalisierten Extremwertverteilung (Generalized Extreme Value (GEV) distribution) modelliert werden können. Die Generalisierte Extremwertverteilung beschreibt die Maxima von Zufallsvariablen (während die Normalverteilung nach dem Zentralen Grenzwertsatz die Summe von Zufallsvariablen beschreibt).

Die Modellierung mittels der Generalisierten Extremwertverteilung ermöglicht die bestmögliche Modellierung der Auftretenswahrscheinlichkeiten der extremsten Lasten bis hin zur Extrapolation. So kann die Designlastüberschreitungswahrscheinlichkeit zuverlässig abgeschätzt werden. Wie alle Auswertungen von stochastischen Daten hängt auch hier die Verlässlichkeit der Abschätzungen von der Anzahl der vorhandenen Daten ab. Je mehr Daten zur Verfügung stehen, desto sicherer werden die auf Maximum Likelihood Theorie basierenden Schätzungen der drei Parameter der GEV Verteilung.

Während bei Stall Versuchen in der Regel auf eine sehr große Datenbasis zurückgegriffen werden kann (> 100 Stalls), ist die Datenlage bei anderen Phänomenen (z. B. Flap Track Fairing) deutlich weniger komfortabel. Hinzu kommt, dass nur Daten mit sehr ähnlichen Randbedingungen zusammen modelliert werden sollten, da sonst Variationen, die eigentlich auf deterministischen Effekten beruhen, auf Stochastik zurückgeführt werden, was in einer Überschätzung der Varianz mündet. Die Bedingung von ähnlichen Randparametern führt wiederum zu kleineren Datenbasen.

Die parametrische GEV Methode nutzt deterministische Zusammenhänge zwischen den Daten und einem Randparameter (zum Beispiel Schwerpunktlage, Masse), um darauf basierend den Lokationsparameter der GEV Verteilung als Funktion dieses Randparameters zu beschreiben. Dadurch können Daten zu verschiedenen Randparametern zusammen modelliert werden, was zu einer größeren Datenmenge und damit zu besseren Schätzergebnissen führt.

Die Arbeiten wurden von IBK im Unterauftrag durchgeführt.

### Arbeitspaket 4200 Integrierte Lastabschätzungs- und -abminderungssysteme

*Modellbasiertes "Structural Loads Monitoring":*

Das so genannte modellbasierte "Structural Loads Monitoring" dient der Detektion lastrelevanter Ereignisse sowie der Bewertung der Alterung sowie der Optimierung von Inspektions- und Wartungsintervallen von Flugzeugen. Die mathematischen Modelle sind geeignet, als Basis für Lastreduktionssysteme zu dienen. Technische Ziele der Arbeiten waren die Verbesserung und Erweiterung von Verfahren zur Lastbeobachtung, d.h. die Verbesserung der Genauigkeit und der Verarbeitungskapazität, sowie die Bewertung der Nutzung unterschiedlicher Sensordaten und alternativer Analyseverfahren.

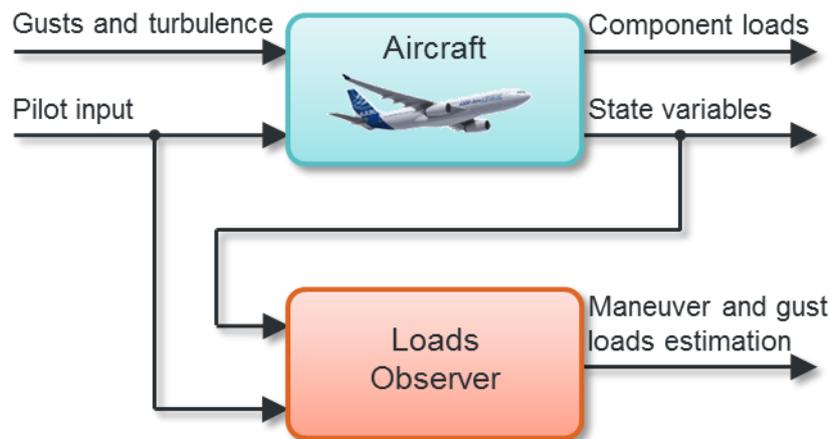


Abbildung 41: Prinzipskizze der Funktion eines Lastenbeobachters

### *Sensitivitätenanalyse des Lastbeobachters (Airbus-Verfahren):*

Für den Lastbeobachter wurden zunächst Parametersensitivitäten identifiziert. Dabei wurde eine hohe Sensitivität hinsichtlich der Verteilung der Luftkräfte festgestellt. Es ist möglich, die Ordnung des Beobachters zu reduzieren, wenn man Parameter mit geringer Sensitivität vernachlässigt. Weiterhin wurde ein so genanntes „Lokal-Modell-Netz (LMN)“ für den Lastenschätzer zur Beobachtung von Flügel- und Leitwerklasten implementiert. Der Lastenschätzer lässt sich bei hoher Genauigkeit schnell implementieren.

Die Implementierung für das Ultraleichtflugzeug Sprint umfasst die Zustandsvariablen des Systems sowie Piloteneingaben als Modellinput. Es werden 10 Positionen auf dem Flügel sowie eine Position auf dem Leitwerk betrachtet. Pro Lastenoutput werden 10 „Lokal-Modell-Netze“ genutzt. Die Hauptsensitivität besteht gegenüber dem vertikalen Lastfaktor. 228 Manöver mit ca. 1 Million Datenpunkten wurden zur Identifikation genutzt, 847 Manöver für die Validierung.



Abbildung 42: Implementierung des Lastenschätzers auf dem UL Sprint

In den weiteren Arbeiten wurde ein hybrider Lastenschätzer entwickelt. Er kombiniert die Vorteile der entwickelten Methoden. Der Schätzer besteht aus einem Luenberger-Beobachter zur Schätzung von Böengeschwindigkeiten und verteilten Strukturlasten sowie einem „Lokal-Modell-Netz“ zur Korrektur der Lasten (Erhöhung der Genauigkeiten). Der Vergleich der Methoden zur Lastschätzung erfolgt in AP 5300. Dazu gehören der Vergleich der Genauigkeit sowie der Zuverlässigkeit und der Implementierbarkeit der Verfahren.

Für die Validierung des LMN-Lastenschätzers und für den Vergleich mit dem nichtlinearen Luenberger Lastenbeobachter steht der TU Hamburg-Harburg eine umfangreiche Flugmessdatenbasis zur Verfügung. Sie beinhaltet Messdaten, die während Manöver der Flugzeuglängs- und Seitenbewegung unter verschiedenen atmosphärischen Bedingungen (ruhig, leichte, mittlere, schwere Turbulenz) aufgezeichnet wurden. Der gesamte zulässige Bereich des vertikalen Lastvielfachen (-1 bis +4g) ist abgedeckt.

Der Vergleich der gemessenen und geschätzten Strukturlasten erfolgt für alle verfügbaren Strukturlastkomponenten (Querkräfte und Biegemomente an 10 Laststationen am Flügel sowie Querkräfte, Biege- und Torsionsmomente an 3 Laststationen am Leitwerk). Grundsätzlich ist mit den LMN eine Strukturlastschätzung mit einem sehr kleinen mittleren Fehler (durchschnittlich unter 2%, bezogen auf die Limit Load) und geringer Standardabweichung (durchschnittlich unter 3%) möglich. Da es sich beim LMN-Lastenschätzer um eine messdatenbasierte Methode handelt, ist das Schätzergebnis nur so gut wie die Lastmessung selbst. In einem Beispiel konnte gezeigt werden, dass durch das Auftreten von Messfehlern ein erhöhter Schätzfehler resultiert. Da Messfehler nicht immer bekannt sind und die Gefahr der Anwendung der LMN auf fehlerhafte Messdaten besteht, sind physikalisch basierte Methoden, wie der Luenberger Beobachter (LUE), in dieser Hinsicht überlegen. Andererseits ist es gelungen, mit den LMN eine deutlich höhere Genauigkeit zu erzielen als mit dem LUE. Aus diesem Grund wird ein Konzept entwickelt, das eine Hybridisierung beider Methoden vorsieht.

Abbildung 43 stellt den Ansatz des hybriden Lastenschätzers dar. Als Basis der Lastenschätzung dient ein LUE. Auf der Grundlage der Flugphysik werden die Flugzustandsgrößen, Böengeschwindigkeiten und Strukturlasten geschätzt. Auf diesen Ergebnissen aufbauend werden Lokal-Modell-Netze nachgeschaltet, die eine Erhöhung der Schätzgenauigkeit bewirken. Durch eine gezielte Steuerung des Extrapolationsverhaltens der LMN soll es ermöglicht werden, den Vorteil der physikalisch basierten Grundlast beizubehalten.

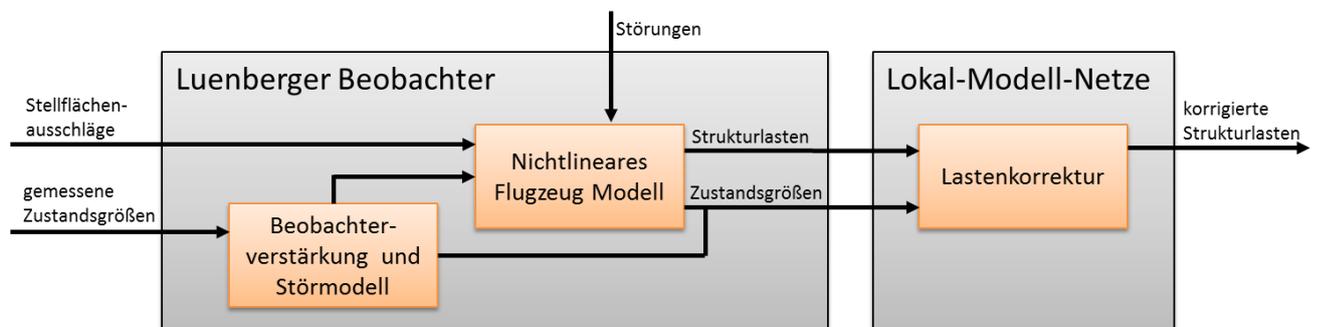


Abbildung 43: Konzept zur hybriden Strukturlastschätzung

Weiterhin wurde von der Firma IBK im Unterauftrag eine Datenbasis zur Untersuchung von Lastabschätzungsphänomenen erzeugt, mit deren Hilfe die Entwicklung neuer Methoden möglich ist. Der Lastschätzer soll final auf Manöver als auch auf Böenlasten angewandt werden. Die erzeugten Datenbanken wurden mit Hilfe von Methoden der Datenreduktion verkleinert, um dann daraus einen Prototypen für zur Lastenschätzung zu entwickeln und diesen in das Airbus-Werkzeug LODEMA zu implementieren.

### *Konzept für Lastenschätzer zur Verbesserung der Regelung extremer Lasten:*

Der im Arbeitspaket betrachtete Ansatz beruht auf Prädiktiven Regelverfahren, welche auf ein aero-servoelastisches Zeitbereichsmodell eines Flugzeugs angewendet werden. Ziel ist, die Reduktion von extremen Lasten durch Manöver und Böen (diskrete Böe und kontinuierliche Turbulenz) in jenen Bereichen der Struktur zu erreichen, die sich als Treiber für die Strukturmasse gezeigt haben.

Die Prädiktive Regelung optimiert ein Gütekriterium über einen endlichen Zeithorizont bei Berücksichtigung von Beschränkungen der Steuerflächenaktuatorik, der gemessenen Böenstörung (Anstellwinkel der Böe) und Pilotenkommandos. Damit wird eine kombinierte, lastenoptimale Störgrößenunterdrückung und Regelung beim Durchflug von Turbulenz und dem Ausführen von Manövern erreicht.

Gleichzeitig kann der Passagierkomfort formuliert und als weiteres Optimierungsziel bzw. als Beschränkung in das Design mit aufgenommen werden. Die Arbeiten wurden von IBK im Unterauftrag durchgeführt.

*Konzept für Lastenschätzer zur Verbesserung der Regelung extremer Lasten:*

Die Arbeiten wurden in enger Abstimmung mit Airbus weitergeführt. Hierbei wurden weitere Simulationen mit dem MPC-Regler durchgeführt. Exemplarisch sind Ergebnisse für die Abminderung relevanter Lastgrößen in der folgenden Abbildung 44 zu sehen.

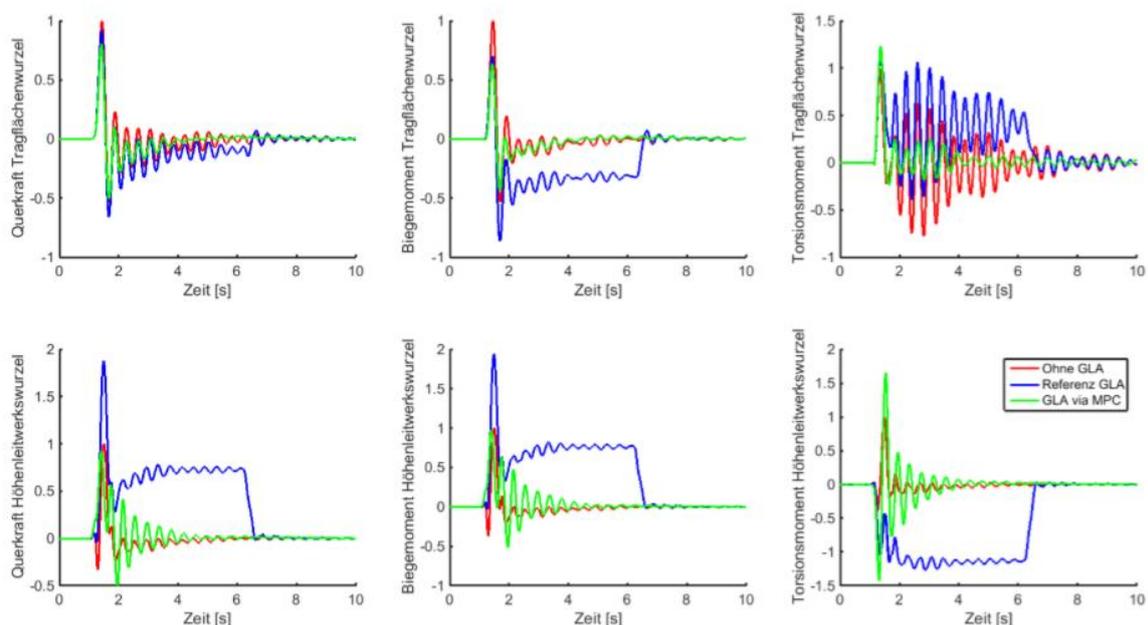


Abbildung 44: Ergebnisse für die Abminderung relevanter Lastgrößen

Es konnte insgesamt gezeigt werden, dass der MPC-Regler eine sehr gute Möglichkeit darstellt, Lasten sehr effizient abzumindern. Darüber hinaus ermöglicht der MPC-Regler eine Kontrolle weiterer Laststationen, da durch die Zielfunktion des Reglers weitere Optimierungsbedingungen / Regelungsbedingungen möglich werden. Dies bedarf weiterer Untersuchungen in zukünftigen Projekten, um beispielsweise optimale Settings des Reglers für unterschiedliche Laststationen (Reduktion Flügelwurzel bei gleichzeitiger Kontrolle der Lasten am HLW) zu erzielen.

## Arbeitspaket 4300 Integrierte Lasten-, Struktur- und Systemoptimierung

*Automatisierte Bestimmung der kritischen Anregung für dimensionierende Lasten:*

Für eine integrierte Lasten-, Struktur- und Systemoptimierung ist es notwendig, die dimensionierenden Lastfälle für einen gegebenen Entwurfsstand zu ermitteln. Dafür wurde vom DLR ein effizientes Lastenanalysemodell eines flexiblen Flugzeugs erstellt, welches neben instationären aerodynamischen Effekten auch eine nichtlineare Flugmechanik mitberücksichtigt. Dadurch ist es möglich mit einem einzigen integrierten Modell sowohl Manöver- als auch Böen-Lasten zu berechnen. Zusätzlich wurde eine geeignete Parametrierung vorgenommen, sodass Parameter wie Flugzeugmasse, Fluggeschwindigkeit oder Flughöhe innerhalb des zulässigen Flugbereichs variiert werden können.

Um den aufwendigen Prozess der Lastenanalyse zu beschleunigen wird eine sogenanntes „Worst-Case Search“ Verfahren angewendet. Die Methode ermöglicht es, mit Hilfe von mathematischen Optimierungsmethoden für einen beliebigen Querschnitt die kritische Anregung und den kritischen Flugpunkt automatisiert und zielgerichtet zu bestimmen. Der große Vorteil dabei ist, dass zur Ermittlung des jeweils dimensionierenden Lastfalles die Anzahl der tatsächlich berechneten Lastfälle stark reduziert werden kann.

Für eine effiziente Durchführung der „Worst-Case Search“ wird das bereits bestehende stetig parametrierbare Lastenanalysemodell angepasst. In einer vorhergehenden Datenaufbereitung werden für eine Vielzahl von Mach Zahlen die aerodynamische Einflusskoeffizienten Matrix berechnet, welche dann während der (Anti-)Optimierung lediglich interpoliert werden. Die effiziente Suche nach kritischen Lastfällen erfolgt dann mit Hilfe der Optimierungsumgebung MOPS. Die kritische Böen-Last in der Flügelwurzel unter Variation von Fluggeschwindigkeit, Flughöhe und Böen-Länge konnte in nur 10 Iterationen bestimmt werden. Im Vergleich dazu müssen in einer typischen Lastenanalyse hierfür etwa 1000 Lastfälle berechnet werden (Annahme: 50 Flugpunkte und 20 Böenlängen).

Des Weiteren wurde zur Bestimmung der kritischen Böenlasten ein hoch effizientes Verfahren entwickelt welches auf System Normen aus der robusten Regelungstechnik basiert. Dazu wird das zugrundeliegende Flugzeug als linear parameter-variantes (LPV) System abgebildet und die Böen-Anregung als Signal mit beschränkter Energie betrachtet. Mit Hilfe der „energy-to-peak“ Norm kann anschließend direkt die größte auftretende Last bestimmt werden [10].

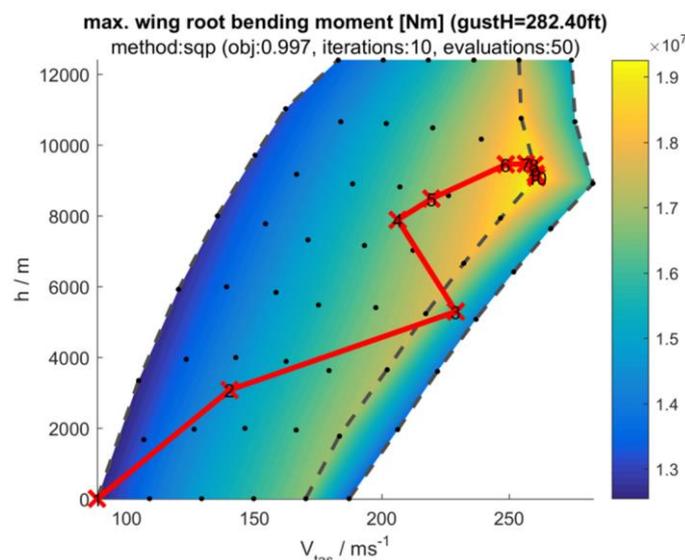


Abbildung 45: Ermittlung des kritischen Wurzelbiegemoments bei Böen-Anregung mit Hilfe von „Worst Case Search“

## Verschalten von Steuer- und Messsignalen zur Lastabminderung:

Für eine optimale Auslegung der Flugzeugstruktur ist es notwendig, eine aktive Lastabminderung bereits im Flugzeugentwurf zu berücksichtigen. Die Effizienz des Lastabminderungssystems hängt hierbei von den verfügbaren Steuerflächen ab. Durch die Einführung zusätzlicher Steuerflächen, welche für unterschiedliche Zwecke verwendet werden können (sog. „multifunctional moveables“), soll die Performance von zukünftigen Transportflugzeugen deutlich gesteigert werden. Aufgrund der größeren Anzahl an Freiheitsgraden nimmt dadurch jedoch der Komplexitätsgrad des Reglerentwurfs ebenfalls zu. Um eine möglichst robuste und effiziente Reglerauslegung im Rahmen des integrierten Flugzeugentwurfs zu ermöglichen wurde eine neue Methode zur Allokation von Steuerflächen entwickelt.

Bei der Allokation wird eine Vielzahl von tatsächlichen Stellsignalen zu einer geringen Anzahl an virtuellen Stellsignalen verschaltet. Dadurch kann sowohl die Komplexität als auch der Rechenaufwand der Reglerauslegung deutlich reduziert werden. Hierbei ist es von großer Bedeutung, dass die angestrebten Regelziele bereits bei der Allokation mitberücksichtigt werden.

Zu diesem Zweck wurde eine effiziente Methode entwickelt, welche eine automatisierte Allokation von Steuerflächen in Abhängigkeit von vorher definierten Regelzielen erlaubt [8]. Dabei wird zuerst mit Hilfe von Methoden der Modellordnungsreduktion die relevante Systemdynamik identifiziert für welche anschließend eine minimale Anzahl an virtuellen Stellsignalen zur Regelung definiert wird. Die Relevanz der jeweiligen virtuellen Stellsignale wird automatisch bewertet, was eine gezielte Auswahl erlaubt um eventuelle Performanceverluste zu minimieren.

Die Effizienz der vorgeschlagenen Allokationsmethode wird am Beispiel eines flexiblen Transportflugzeuges gezeigt. Hierfür werden Böenlastabminderungssysteme für unterschiedliche Verschaltungen von verteilten Hinterkantenklappen entworfen und der dafür benötigte Rechenaufwand sowie die erreichte Lastabminderung miteinander verglichen. Der Rechenaufwand für die Reglerauslegung konnte dabei um ca. 70% reduziert werden (verglichen mit der Auslegung ohne Allokation), wobei die Abminderung der Flügellasten nur geringfügig verschlechtert wurde.

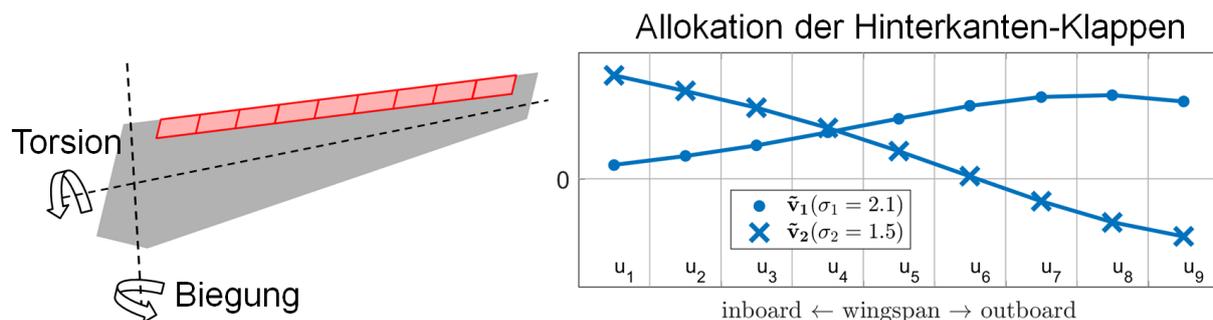


Abbildung 46: Allokation von Hinterkanten-Klappen zur Reduktion von Freiheitsgraden in der Auslegung einer Regelung zur Abminderung von Torsions- und Biegemoment in der Flügelwurzel

Zur Steigerung der Effizienz von Transportflugzeugen wird eine Minimierung des Strukturgewichts und Maximierung der Flügelstreckung angestrebt, wobei dadurch üblicherweise auch die Sensitivität gegenüber Böen erhöht wird. Die strukturelle Belastung bei Böen-Anregung wird dabei häufig von einigen wenigen, schwach gedämpften aeroelastischen Moden dominiert. Mit Hilfe von aktiver Regelung kann die Dämpfung dieser Moden effizient erhöht werden, was eine deutliche Abminderung der Strukturlasten zufolge hat. Verschaltet man neben den Eingängen (Steuerflächen) auch die Ausgänge (Messungen) Die entwickelte

Methode erlaubt es, können die jeweils dominanten aeroelastischen Moden effizient isoliert und automatisiert zu identifizieren, um sie dann mithilfe eines einfach zu tunendern SISO Regler effizient gezu dämpft werdenen. Für den Entwurf eines SISO Reglers ist eine vorhergehende Gewichtung und Aufsummierung der Sensorsignale notwendig (sog. „Ausgangs-Blending“), ebenso wie eine Allokation der vorhandenen Steuerflächen, um das berechnete Stellsignal optimal zu verteilen (sog. „Eingangs-Blending“). Das sogenannte Blending der Eingänge und Ausgänge erfolgt dabei so, dass eine maximale Steuerbarkeit und Beobachtbarkeit der zu dämpfenden Mode erreicht wird (im Sinne der Norm). Anzumerken ist, dass die optimalen Ein- und Ausgangsblendings voneinander abhängig sind und somit gemeinsam ausgelegt werden müssen. Hierfür wurde ein effizienter Algorithmus entwickelt, der außerdem eine explizite Berücksichtigung einzelner Moden, die nicht angeregt werden sollen, erlaubt (sog. „Modale Entkopplung“) [9].

Die Effizienz der vorgeschlagenen Regelungsmethode wird am Beispiel eines flexiblen Großraumflugzeuges mit verteilten Sensoren und Hinterkantenklappen gezeigt, Abbildung 47 und Abbildung 48. Ein Böenlastabminderungssystem wird ausgelegt, welches die relative Dämpfung der dominierenden aeroelastischen Moden um mehr als das 2,5-fache erhöht. Als Resultat konnte das Wurzelbiegemoment (wing root bending moment - WRBM) bei der kritischen 1-cos Böenanregung um 23% reduziert werden, unter der Berücksichtigung, dass die bereits geregelte Starrkörperbewegung nicht beeinflusst soll.

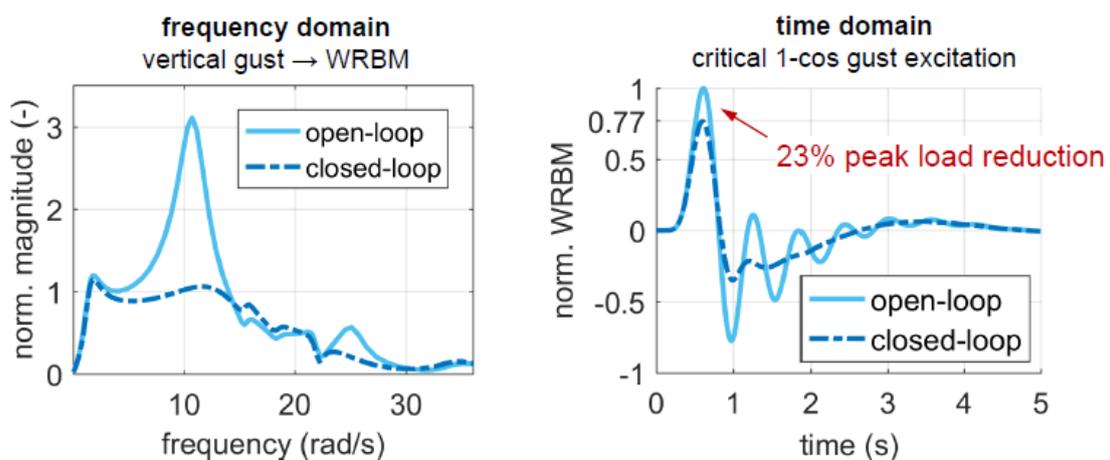


Abbildung 47: Links: Abminderung des WRBM im Frequenzbereich;  
Rechts: Abminderung des WRBM im Zeitbereich

Um weitere Verbesserungspotentiale für eine integrierte Lastenoptimierung zu identifizieren, wurden zwei unterschiedliche Lastabminderungsfunktionen implementiert. Durch eine neue Allokation der vorhandenen Steuerflächen konnte für stationäre Flugmanöver das maximale Flügelwurzel Biege- und Torsionsmoment um 9% bzw. 20% reduziert werden. Des Weiteren konnte die Effektivität eines Böenlastabminderungsreglers um ca. die Hälfte erhöht werden indem Reglerparameter und Steuerflächengeometrie gleichzeitig optimiert wurden [11]. Beide Anwendungen zeigen, dass Position, Größe und Allokation der verwendeten Steuerflächen einen großen Einfluss auf die Effektivität einer Lastabminderungsfunktion haben.

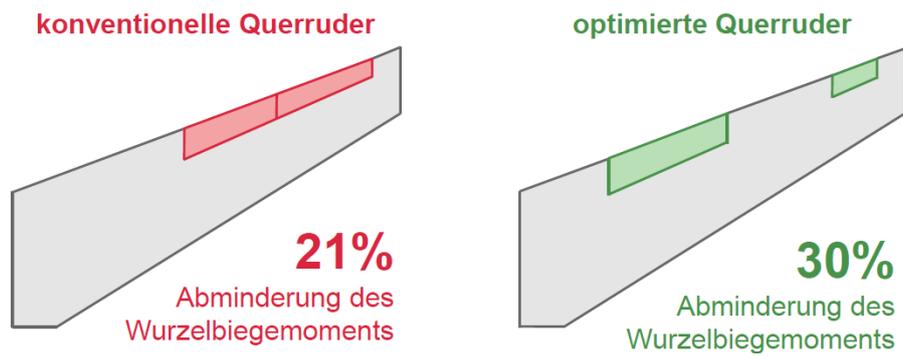


Abbildung 48: Böen- Lastabminderung durch Rückführung von Lastfaktor/Nickrate auf Höhenruder und (optimierte) Querruder

## II.1.2.4 Hauptarbeitspaket 5000: Stabilitäts- und Lastanalysen: Flugversuch und operationeller Betrieb

### Arbeitspaket 5100 Lastermittlung im Windkanal- und Flugversuch

Ziel der Arbeiten war eine Verbesserung des im Lufo IV-Projekt ProWings generierten Modells zur Beschreibung von Buffeting Lasten auf dem Seitenleitwerk (HTP). Das dort erstellte stochastische Modell wurde mit einer Parametrisierung erweitert, welche es erlaubt, konkrete physikalische Parameter wie Anstellwinkel, Masse, u.s.w. in das stochastische Modell einzubetten. Die Parameter wurden durch eine deutlich verbesserte Auswertung der bereits erfolgten Flugversuche abgeleitet. Wesentlicher Fokus war dabei die Erzeugung und Aufbereitung einer Flug- und Bodenversuchsdatenbasis auf Basis der Modelle A340-300 und A340-600.

Weiterhin wurde untersucht, inwiefern zukünftig mit weniger Daten eine gleiche Aussagegüte erzeugt werden kann. Es wurde hierzu die Datenbasis auf A380, Single-Aisle-Flugzeuge (A318-A321), A340 sowie A350 erweitert. Weiterhin wurde untersucht, inwiefern eine Vorhersage auf Basis von instationären Daten und stationären Daten aus Simulationen (bspw. CFD) möglich ist, um das Modell insgesamt weniger abhängig von Versuchsdaten zu machen.

Die Arbeiten wurden von IBK im Unterauftrag des DLR durchgeführt.

*Optimierung der Prozesskette vom Flugversuch bis hin zur Bereitstellung qualitativ hochwertiger Daten:*

Ziel der Arbeiten des DLR Instituts für Flugsystemtechnik in diesem Arbeitspaket war die Optimierung der Prozesskette vom Flugversuch bis hin zur Bereitstellung qualitativ hochwertiger Daten. Erstens sollten die Messdaten schon während des Flugversuches auf Plausibilität und Fehler überprüft werden und zweitens ggf. einzelne Signale direkt aufbereitet bzw. kalibriert werden. Durch die unmittelbare Erkennung degradierter oder ausgefallener Signale können Fehlerfälle im nächsten Flugversuch vermieden werden und für die anschließende detaillierte Datenaufbereitung stehen so schon vorab Informationen zur Qualität wesentlicher Flugparameter zur Verfügung. Damit wird die Nachbereitung der Daten einen deutlich geringeren Zeit- und Kostenaufwand erfordern. Das hierfür in Abstimmung mit Airbus vorgesehene Konzept beinhaltet zwei Softwaremodule, die parallel zum Airbus Onboard-Loads Modell während des Flugversuches betrieben werden können, siehe Abbildung 49. Im Focus von Modul 1 steht die Überprüfung und Kalibrierung von Strömungsdaten (Anstell-/Schiebewinkel) aufbauend auf Methoden der sog. „Flight Path Reconstruction (FPR)“. Auf Wunsch von Airbus wurde das im Projektplan vorgesehene Thema „Entwicklung neuer System-Identifizierungsmanöver zur kombinierten Anregung von Längs- und Seitenbewegung“ zugunsten des bisher nicht geplanten Moduls 2 zur Plausibilitätsprüfung von Lastendaten zurückgenommen. Aufgrund veränderter Airbus-interner Rahmenbedingungen wurde der Einsatz von DLR Software in der Telemetrie bei A350-1000 Flugversuchen zurückgestellt und dafür zunächst eine Demonstration mithilfe von aufgezeichneten Flugversuchsdaten geplant. Für die Softwareentwicklung wurden dem DLR von Airbus Versuchsdaten des A350-900 von 7 Flügen aus dem Lastenzertifizierungsprogramm mit insgesamt 404 Manövern in Längs- und Seitenbewegung zur Verfügung gestellt.

Im Einzelnen wurden folgende Arbeiten durchgeführt:

Die Entwicklung eines Demonstrators für das Modul 1 konnte vollständig abgeschlossen werden. Eine Software Testumgebung wurde aufgebaut, mit der ein mit der Flugzeit zunehmender Dateneingang von Flugversuchsdaten simuliert werden kann. Es wurde eine FPR Software für die A350-900 zur Kalibrierung von 6 Strömungssensoren (3 Anstell-, 3 Schiebewinkelmessungen) entwickelt, die sequentiell die mit zunehmender Flugdauer anfallenden Daten auswertet.

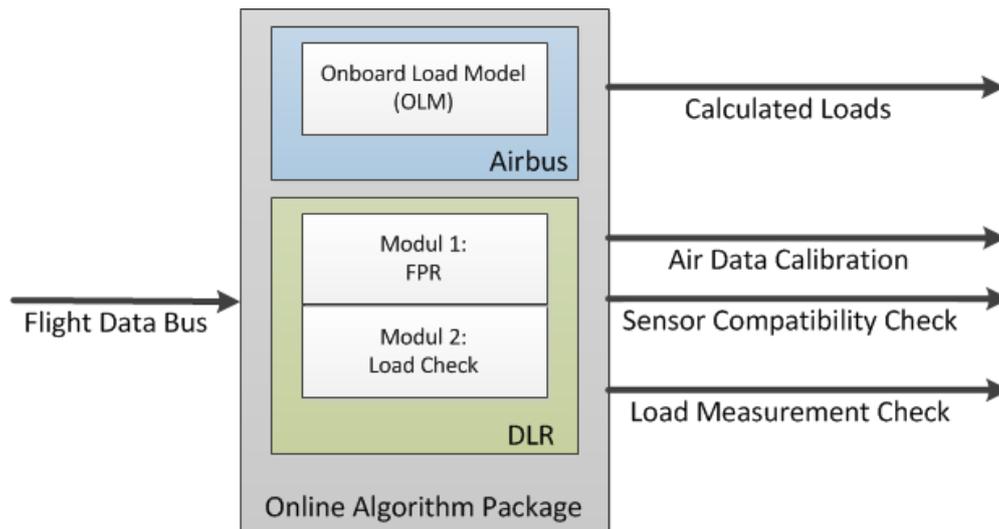


Abbildung 49: Konzept zur Online Plausibilitätsprüfung von Flugversuchsdaten

Die Software wurde mit sämtlichen zur Verfügung stehenden Flugversuchsdaten getestet und so optimiert, dass eine hohe Robustheit erreicht wurde. Abhängig vom physikalischen Dateninhalt (Längs-, Seitenbewegungsanregung) wurde für alle Kalibrierparameter meist schon nach 15-20 ausgewerteten Flugmanövern eine Konvergenz erreicht. Die somit in kürzester Zeit ermittelten Kalibriergleichungen für Anstell- und Schiebewinkelsensoren erreichen qualitativ nahezu den Stand, der in aufwändiger konventioneller Auswertung im Nachgang an den Flugversuch zu erwarten ist. Um die hier entwickelte Methodik abschließend bewerten zu können, sind jedoch aufwändigere Tests mit deutlich mehr Flugversuchsdaten und alternativer Sensorausrüstung erforderlich.

Für das Modul 2 wurden Software-Skripte zur Auswertung der A350-900 Flugversuchsdaten entwickelt. Der Schwerpunkt lag darauf, zunächst ein Konzept zu entwickeln, welches eine Plausibilitätsprüfung von aufgezeichneten Lastmessdaten ermöglicht. Basierend auf diesem Konzept wurde später ein Algorithmus entwickelt, der in einem operativen Umfeld in nahezu Echtzeit laufen kann. Die vorhandenen Messdaten wurden nach Bauteilgruppen (Flügel, Rumpf, Höhenleitwerk) sortiert und erste Untersuchungen an entsprechenden Lastschnitten vorgenommen. Für einen Vergleich der gemessenen Lasten mit den aus Beschleunigungen und Drehraten ermittelten Gesamtlasten müssen die Massenträgheitskräfte von den gemessenen Lasten an den einzelnen Sektion ermittelt und abgezogen werden. Für diesen Prozess wurde zusammen mit Airbus ein Berechnungskonzept entwickelt. Das erforderliche Modul zur Berechnung der Massenträgheitskräfte an den einzelnen Lastsektionen wurde von Airbus zur Verfügung gestellt. Bei ersten Tests mit den vorhandenen Flugversuchsdaten wurden jedoch Diskrepanzen in den ermittelnden Lasten festgestellt. Gemeinsam mit Airbus wurde versucht die Ursache für Unterschiede in den berechneten Lasten zu ermitteln. Untersuchungen dazu konnten jedoch nicht zeitnah abgeschlossen werden.

In Absprache mit Airbus konzentrierten sich anschließende Arbeiten in diesem Arbeitspaket auf die Weiterentwicklung des Software-Moduls 1 für den Online Flight Data Compatibility Check (OFDCC). Die Einlese-Routine der Versuchsdaten wurde optimiert und die Ablaufsteuerung des OFDCC-Algorithmus verbessert. Flugversuchsdaten, in Form von einzelnen Manöver-Zeitabschnitten, werden vom OFDCC-Algorithmus erfasst und verarbeitet wie in Abbildung 50 dargestellt.

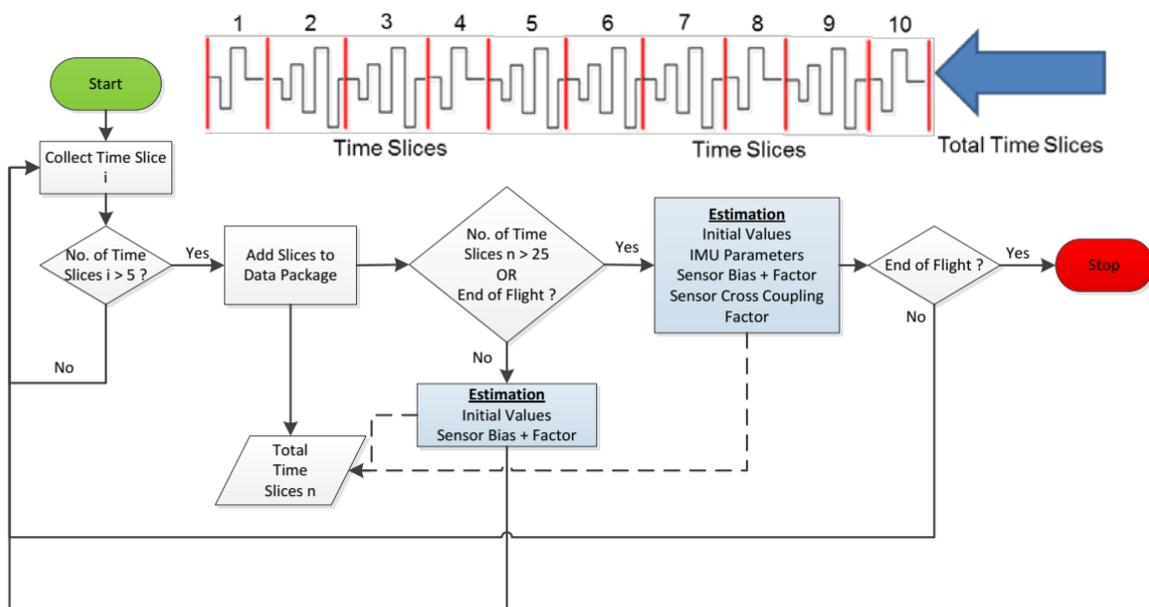


Abbildung 50: Datenflussdiagramm für den OFDCC-Algorithmus

Es erfolgte eine Anpassung der Schnittstellen an die Versuchsdaten der A330-MSN0871. Dieses Flugzeug wurde im Zuge der Zertifizierung für die A330Neo eingesetzt. Die Online-FPR wurde mit drei Flügen und 157 Manövern getestet. Ein Beispiel für das Ergebnis zeigt Abbildung 51. Hier ist die Anpassung der Sensormodelle für den lokalen Anstellwinkel, nach der FPR-Analyse von 20 Flugmanövern zu sehen. Der Online Algorithmus zeigte bei der Analyse der Flugdaten ein robustes Verhalten und keine Aussetzer.

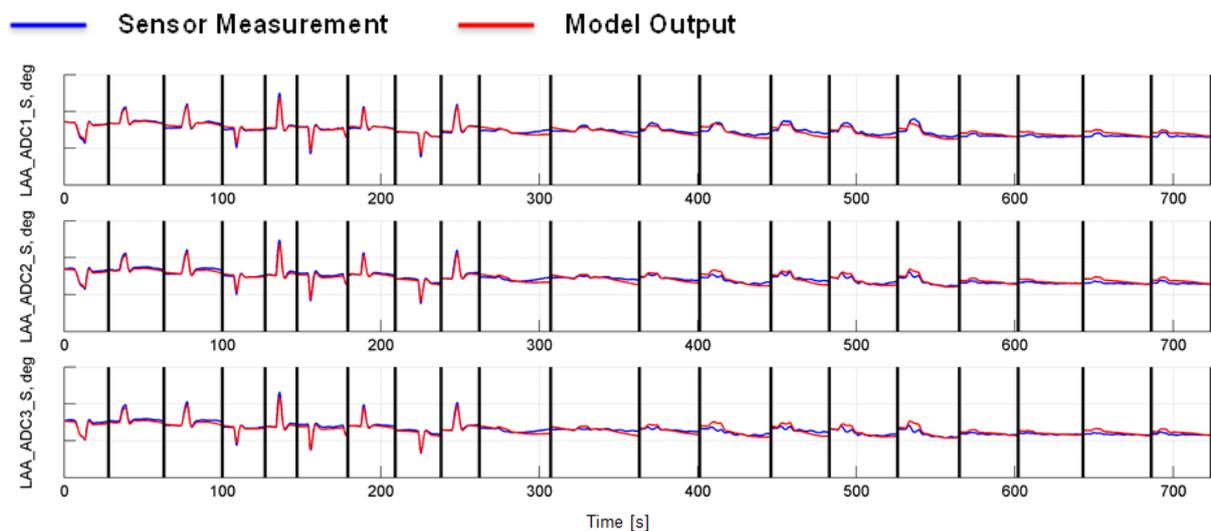


Abbildung 51: Anpassung der Modelle für den lokalen Anstellwinkel der Sensoren LAA1, LAA2 und LAA3 nach 20 Flugversuchsmanövern für die A330-MSN0871

Mittels Parameterschätzung werden die Kalibrierwerte für die Luftdatensensoren bestimmt. Da im Laufe des Flugs die Anzahl der geflogenen Manöver zunimmt, werden die geschätzten Kalibrierwerte kontinuierlich aktualisiert, um die Genauigkeit der Sensorkorrekturen zu erhöhen.

Der vorgestellte Algorithmus wurde weiter hinsichtlich seiner Einsetzbarkeit im operationellen Betrieb optimiert. So wurden z. B. Eingangssignale für die Bestimmung der atmosphärischen Bedingungen hinzugefügt. Der Algorithmus wurde mit Flugversuchsdaten vom Airbus A350

und des Airbus A330 ausgiebig getestet. Zudem wurde untersucht, wie sich fehlerhafte Messwerte auf die geschätzten Kalibrierwerte auswirken und ob der Algorithmus in der Lage ist Fehler, die während des Fluges auftreten, zu erkennen. Die aufgezeichneten Sensordaten des A330 wurden dazu künstlich mit bestimmten Abweichungen versehen. Dazu wurden nach dem 10. Flugmanöver verschiedene Fehlerfälle wie z. B. Abweichungen im gemessenen Anstellwinkel von +1 und -3 deg in die Flugdaten eingebracht. Die Auswirkungen auf die geschätzten Kalibrierkennwerte wurden für jeden einzelnen Fehlerfall untersucht.

Der OFDCC-Algorithmus arbeitete auch bei den untersuchten Fehlerfällen zuverlässig. Die Abweichungen im gemessenen Anstellwinkel konnten vom Algorithmus zeitnah detektiert und korrigiert werden. Fehler in einem Sensor hatten keine Auswirkungen auf die Korrekturparameter der anderen Sensoren wie z. B. für Fluggeschwindigkeit und die statische Luftdruckmessung. Entwicklung, Test und die gemachten Untersuchungen mit dem OFDCC-Algorithmus wurden in einem Bericht dokumentiert [20].

## **Arbeitspaket 5200      Verbesserung des Flugschwingversuchs**

Im Rahmen der Arbeiten werden Verfahren zur Vorhersage des dynamischen Verhaltens des Flugzeugs im Flugschwingversuch entwickelt. Diese sollen zunächst in Windkanalversuchen, in einem strukturdynamischen Versuch am Boden und abschließend im Rahmen eines Flugversuchs am DLR Forschungsflugzeug Gulfstream G550 HALO erprobt werden.

*Online-Monitoring der aeroelastischen Stabilität: Verfahrensentwicklung und Test in einem Windkanalversuch:*

Die Schwingungen einer linear-elastischen Struktur können mit wenigen modalen Parametern beschrieben werden. Diese Parameter werden vor dem Erstflug eines neuen Flugzeugs in einem Standschwingversuch bestimmt. Die Schwingungseigenschaften ändern sich allerdings während des Flugs. Grund dafür ist die Interaktion mit den Luftkräften im Flug, deren statische wie dynamische Eigenschaften sich z. B. mit der Fluggeschwindigkeit und der Flughöhe ändern. Unter bestimmten Randbedingungen kann das Gesamtsystem aus Struktur und Aerodynamik instabil werden (Flattern). Zielstellung der Arbeiten ist die Entwicklung eines Verfahrens zur Beobachtung und Identifikation der Frequenzen und Dämpfungen des Systems im Flug.

Das entwickelte Verfahren beruht auf der Auswertung von Online Daten aus gemessenen Beschleunigungen. So genannte Output-only Algorithmen werden für die Identifikation der modalen Parameter genutzt. Für Entwicklung und Demonstration wird ein kommerzielles Messsystem mit einem Interface zu einer intern entwickelten Analysesoftware genutzt. Mit diesem Ansatz sollen Eigenfrequenzen, Eigenformen und Dämpfung des Gesamtsystems online identifiziert und Flatterpunkte während des Versuchs vorhergesagt werden.

In Abbildung 52 sind die ersten drei Eigenschwingungsformen des Flattermodells mit den entsprechenden Frequenzen abgebildet. Darüber ist die Auswertung der Messdaten (spektrale Leistungsdichte über der Frequenz) während eines Versuchspunktes aufgetragen.

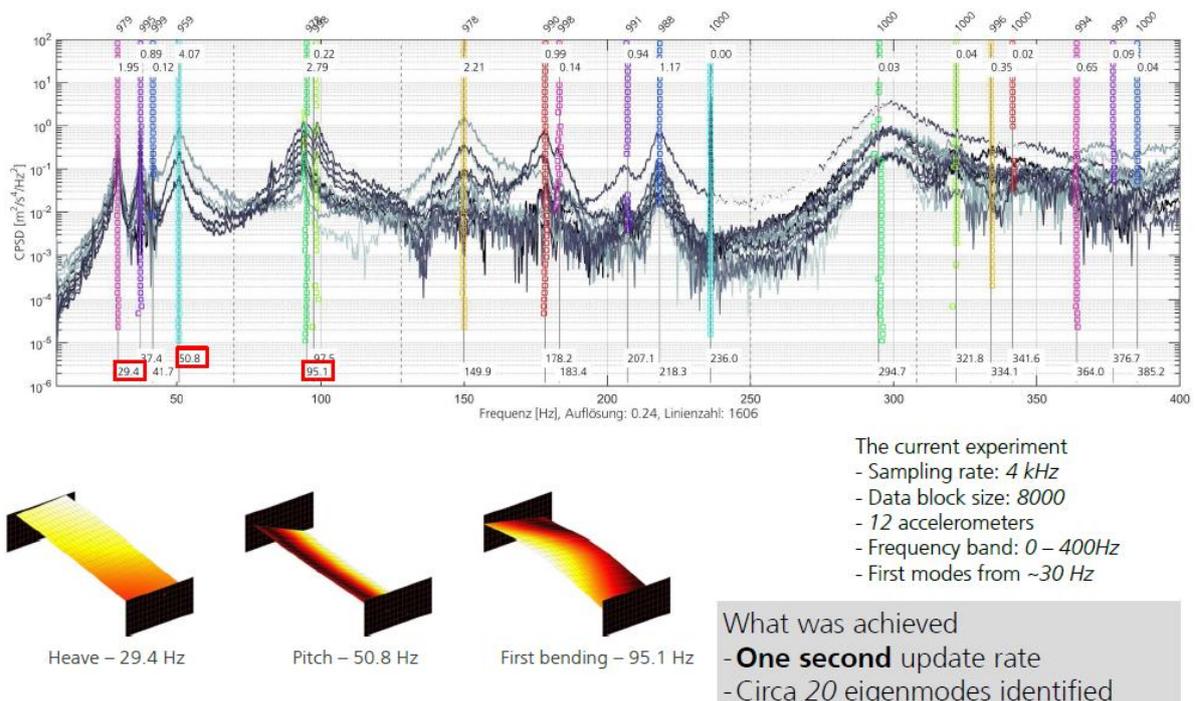


Abbildung 52: ALF-3-Fluttermodell und Auswertung im Frequenzbereich

Abbildung 53 zeigt die Entwicklung der Eigenfrequenzen (links) und der Dämpfung (rechts) der für die Stabilität maßgeblichen Freiheitsgrade Schlag und Nicken. Jeder Punkt entspricht dabei einer Auswertung gemäß Abbildung 52. Unmittelbar im Anschluss wird mit den ermittelten Modelldaten eine Flutterrechnung durchgeführt. Mit zunehmender Anzahl von Versuchspunkten (von geringer zu hoher Machzahl) entsteht ein Diagramm der Entwicklung der aeroelastischen Stabilität mit einer Bandbreite der Unsicherheit (grau), besonders gut zu beobachten bei der Berechnung der Dämpfung. Die Auswertungen sind dabei sehr schnell und erlauben eine Aussage zur aktuellen Reserve der Stabilität (wichtig für eine Entscheidung zur Erhöhung der Strömungsgeschwindigkeit im Windkanal bzw. der Fluggeschwindigkeit im Flugversuch) in wenigen Sekunden.

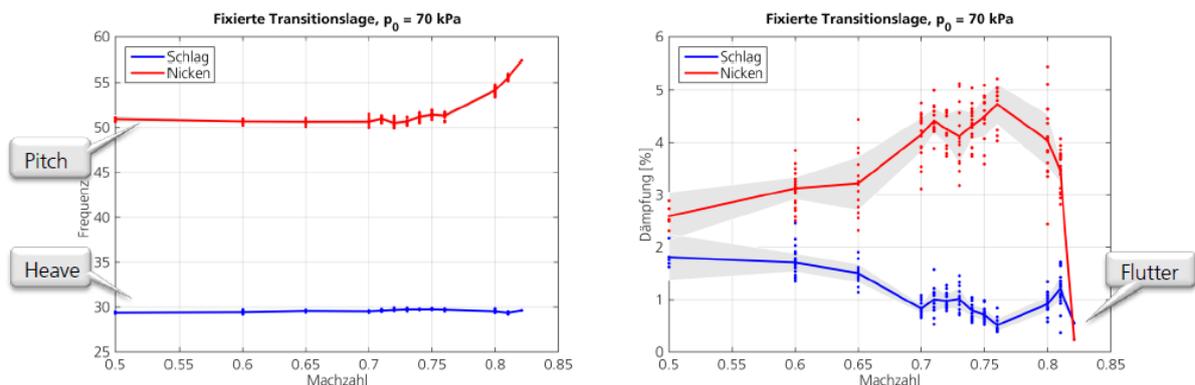


Abbildung 53: ALF-3-Fluttermodell und Auswertung der Frequenz und der Dämpfung

Es ist festzuhalten, dass der Flutterpunkt (hier bei  $Ma = 0.82$ ) von dem Verfahren bereits zu einem frühen Zeitpunkt (hier bei  $Ma = 0.78$ ) vorhergesagt wurde, obwohl dem Verfahren nur Messdaten und keinerlei Modelldaten zur Verfügung standen.

## *Online-Monitoring der aeroelastischen Stabilität: Verfahrensentwicklung und Test im Rollversuch:*

Das Verfahren zum Online-Monitoring der Flugzeugstruktur konnte im 1. Halbjahr 2016 an der Gulfstream G550, dem vom DLR betriebenen Forschungsflugzeug HALO, in einem Rollversuch getestet werden. Für den HALO stehen dem DLR Institut für Aeroelastik aus einem sehr umfangreichen Standschwingungsversuch aus dem Jahr 2009 Vergleichsdaten zur Verfügung. Im Vorfeld einer Flugversuchskampagne des HALO konnte das Flugzeug genutzt werden, um einen Rollversuch durchzuführen. Dazu wurde der HALO mit Beschleunigungsaufnehmern im Flügel und am Leitwerk instrumentiert. Wie im so genannten Taxi-Vibration-Test wurden Fahrbahnunebenheiten genutzt, um die Struktur anzuregen. Das Flugzeug wurde dabei gezogen, siehe Abbildung 54.

Die Beschleunigungen wurden online zur Identifikation der Strukturdynamik ausgewertet. Das Niveau der Erregung war völlig ausreichend, um alle wichtigen modalen Daten in einem Frequenzbereich bis 10 Hz innerhalb weniger Sekunden identifizieren zu können. Das im Projekt entwickelte Verfahren zur Online-Identifikation ist damit qualitativ nahezu gleichwertig zu den Auswerteverfahren, die im Taxi-Vibration-Test verwendet wurden, erlaubt aber durch die Echtzeitfähigkeit eine sofortige Weiterverarbeitung der ermittelten Daten, z. B. für Stabilitätsanalysen im Flugversuch.



Abbildung 54: Rollversuch der G550 HALO zur Online-Identifikation der Strukturdynamik

## *Online-Monitoring des aeroelastischen Systemverhaltens: Test im Flugversuch:*

Die Versuche zur aeroelastischen Identifikation sowie die Auswertung der Daten fanden im 2. Halbjahr 2016 statt. Der Flugversuch am DLR Forschungsflugzeug HALO (siehe Abbildung 55) war dabei Teil des DLR-internen Projektes iLOADS („Integrierte Lastanalyse im DLR“) und wurde durch das DLR-Projekt finanziert. Die im Rahmen des Projektes verfügbare Flugzeit erlaubte die Integration der Arbeiten für REDULA / ATLAS2Hybrid in das Flugversuchsprogramm.

Ziel der Arbeiten in REDULA war die systematische Erprobung eines auf Output-Only-Modalanalyse basierenden Verfahrens zur Identifikation der Eigenfrequenzen, Dämpfungsmaße und Eigenvektoren eines Flugzeugs im Flugversuch.



Abbildung 55: Flugversuch der G550 HALO zur Online-Identifikation der Strukturodynamik

Im Flugversuch konnten unterschiedliche Anregungen der Flugzeugstruktur genutzt werden, so Anregungen durch natürliche Turbulenz, durch ausgefahrene Spoiler, durch impulsartige Anregung der Steuerflächen durch den Piloten mit zufälligen Anregungszeitpunkten und Intensitäten (z. B. zufällige Reihenfolge der angesteuerten Steuerfläche) sowie durch das Einfliegen in den turbulenten Nachlauf eines vorausfliegenden Flugzeugs. Die Vibrationsdaten wurden komplett aufgezeichnet. Die Konfiguration des HALO (z. B. die aktuelle Masse) war dabei bekannt. Die Daten wurden während des Fluges analysiert (siehe Abbildung 56), zusätzlich erfolgte eine „Offline“-Analysen der Daten zur Bewertung der erreichbaren Genauigkeit.

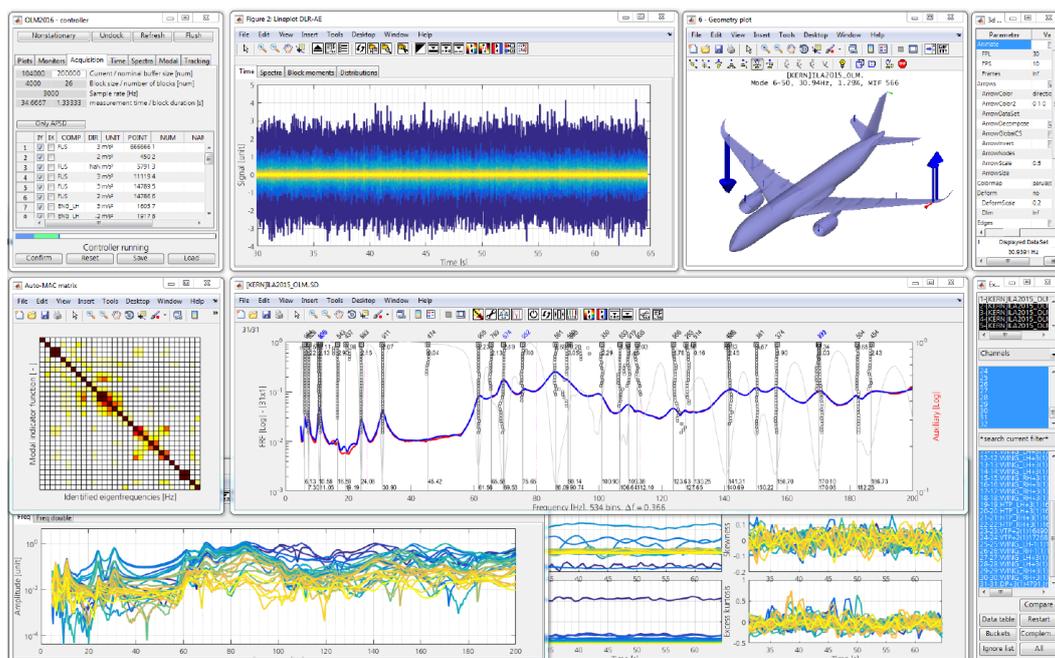


Abbildung 56: Elemente des GUI für die Online-Output-Only-Modalanalyse während des Flugversuchs

Die Versuche haben gezeigt, dass die implementierten Verfahren eine sehr gute Identifikation der aeroelastischen Eigenschaften des Flugzeugs im Flugversuch zulassen. Dabei war die Anregung durch atmosphärische Turbulenz in vielen Fällen ausreichend, impulsartige Steuerflächeneingaben und das Fliegen im Nachlauf eines vorausfliegenden Flugzeugs erhöhte die Signalstärke weiter deutlich. Die Ergebnisse erlauben durch die Qualität der Daten auch die Möglichkeit zur Einflussnahme auf den Ablauf eines Flugschwingversuchs durch eine Online-Bewertung der Ergebnisse.

Generell ist anzumerken, dass die Verfahren zur Echtzeit-Überwachung der aeroelastischen Stabilität auf den Methoden der Output-Only Modalanalyse beruhen. Diese Verfahren funktionieren umso besser, je größer die (unbekannte) Schwingungsanregung ist. Dabei konnte gezeigt werden, dass der turbulente Nachlauf eines Begleitflugzeuges sich sehr gut für diese Anwendung eignet. Aber auch unter Verwendung der natürlichen Turbulenz als einzige Anregungsquelle funktionieren diese Verfahren. Allerdings muss bei dieser schwachen Anregung ein längerer Datenpuffer verwendet werden um das eigentliche Schwingungsverhalten des Flugzeuges vom Messrauschen trennen zu können. Bei langen Pufferzeiten (z.B. 2 Minuten) verlieren die Verfahren somit den Kontakt zur Echtzeit. Das kann z.B. in dem Diagramm in der folgenden Oerkannt werden. In Bereich von 1600s-1800s erkennt man im unteren Diagramm, dass die Identifizierten Dämpfungsmaße teilweise bis auf null einbrechen. Das hat in diesem Fall keine strukturelle Ursache, sondern liegt mathematisch im Verfahren begründet. Im oberen Diagramm ist die instantane Mach-Zahl als rote Linie eingezeichnet. Man erkennt, dass im angesprochenen Bereich eine starke Änderung der Mach-Zahl durch den Piloten vorgenommen wurde. Diese starke Änderung konnte vom LSCF Verfahren nicht nachverfolgt werden. Das ist ein methodisches Defizit, welches im aktuellen Berichtszeitraum mit anderen Identifikationsverfahren und den HALO Flugtestdaten aus 2016 überprüft wurde.

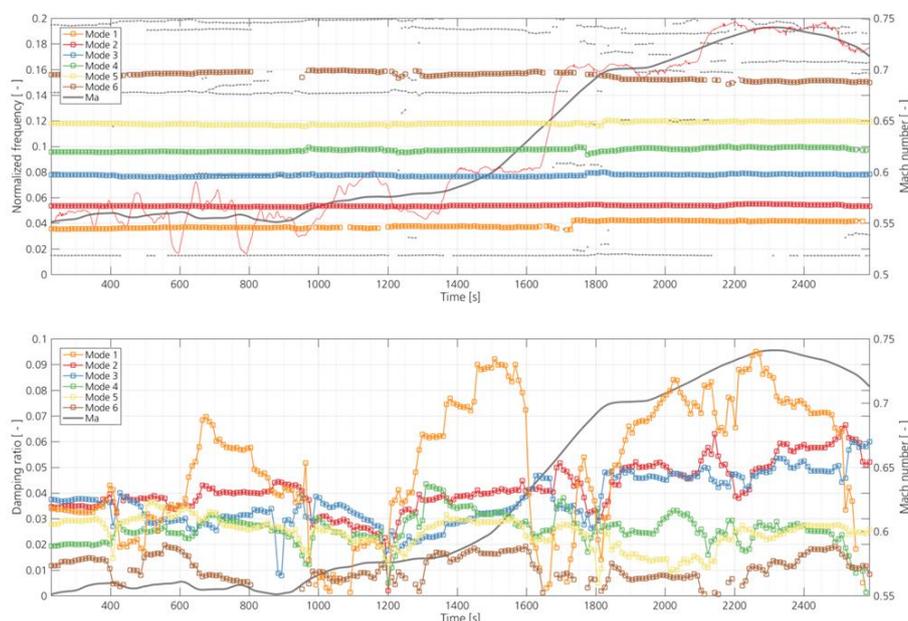


Abbildung 57: Tracking der Eigenfrequenzen (oben) und Dämpfungsmaße (unten) als Funktion der Flugzeit bei Anregung mit natürlicher Turbulenz unter Verwendung des LSCF Identifikationsverfahrens

Hierzu sind in Abbildung 58 zunächst die Ergebnisse desselben Datensatzes unter Verwendung des SSI Verfahrens dargestellt. Man erkennt, dass die Dämpfungsmaße jetzt nicht mehr diesen starken Einbruch in den Bereichen starker Änderung der Mach-Zahl aufweisen.



Abbildung 58: Tracking der Eigenfrequenzen (oben) und Dämpfungsmaße (unten) als Funktion der Flugzeit bei Anregung mit natürlicher Turbulenz unter Verwendung des SSI Identifikationsverfahrens

Obwohl die Dämpfungen jetzt nicht mehr diesen Einbruch bei starker Änderung der Mach-Zahl zeigen, erkennt man dennoch, dass die im Datenpuffer gemittelte Mach-Zahl (schwarze Linie in den Diagrammen) teilweise stark von der instantanen Mach-Zahl (rote Linie) abweicht. Eine Verbesserung kann erreicht werden, indem die Hankel-Matrizen des SSI Verfahrens zur Schätzung der Systemmatrix verkleinert werden.

Eine weitere Verkleinerung der Hankel-Matrix führt zu einer noch näher an der Echtzeit liegenden Identifikation der Eigenfrequenzen und Dämpfungsmaße. Hier erkennt man aber deutliche Sprünge in den zeitlichen Verläufen der Dämpfungsmaße. Diese machen eine vertrauenswürdige Voraussage der aeroelastischen Stabilitätsgrenze sehr schwierig. Folglich muss in weiteren Studien eine sinnvolle Balance zwischen der Länge der Datenpuffer für Modalanalyse und den Änderungsraten der operationellen Parameter gefunden werden.

## Arbeitspaket 5300 In-service Lastüberwachung

Basierend auf ProWings-Ergebnisse zum Thema FLIP (Fatigue-Loads Improvement) soll das dort verwendete Modell, welches auf In-Service Datenverfassung fußt, erweitert werden. Aktuell sind im vorhandenen Modell nur Flugzeuge der Bereiche Long-Range sowie A380 enthalten, Single-Aisle-Flugzeuge fehlen aktuell ganz. Diese Lücke ist so zu schließen, dass eine verallgemeinerte Ableitung von Statistiken für Böen ermöglicht wird.

In Synergie mit den Arbeiten in AP 4200 wurden von IBK die dort entwickelten Lastenschätzungs- zu Lastüberwachungssystemen erweitert, mit denen eine robuste Identifikation von Spitzenlasten im Flug möglich ist. Hierfür wurden Flugversuchsdaten aus Messkampagnen der A400M und A380 verwendet und relevante Manöver identifiziert. Diese wurden zur Entwicklung eines Prototypen für on-board Loads-Monitoring verwendet.

*Konzept für ein Gesamtmodell zur Reproduktion der Daten aus der Bodenversuchsdatenbasis:*

Im Arbeitspaket sollte ein "in-service Loads-Monitoring" System für Böen- und Manöverlasten entwickelt werden, welches auf Flugversuchsdaten oder High-fidelity-Simulationen beruht. Die folgenden Arbeiten wurden durchgeführt:

- Drei Methoden zur Schätzung des böeninduzierten Anstellwinkels wurden in ein gemeinsames SIMULINK-Modell implementiert.
- Die Entwicklung eines Böenlastschätzers konnte nahezu abgeschlossen werden.
- Ein Manöverlastenschätzer wurde für ein Modell des A320-NEO entwickelt, die Modellkomplexität muss reduziert werden.
- Ein gleichungsbasierter Trägheitsschätzer ist für die JTI-XRF1-Konfiguration vorhanden.
- Der für die A320-NEO entwickelte Manöverlastschätzer konnte für die A350XWB-900 erfolgreich eingesetzt werden.
- 1g-Lasten wurden für Böenlasten errechnet, der Böenlastschätzer wurde fertiggestellt.
- Es erfolgte ein Benchmark der Böenwinkelschätzers sowie die Auswahl des besten Ansatzes.
- Manöver- und Böenlastschätzer wurden in einen gemeinsamen Schätzer durch die Kombination der Trainingsets kombiniert. Beide Schätzer besieren auf einem so genannten "open-loop static network").
- Aerodynamischer Lastenschätzer, Trägheitslastenschätzer und Böenwinkelschätzer wurden in eine gemeinsame SIMULINK-Umgebung integriert.
- Der entwickelte Schätzer wurde mit einem Standard LSQ-Ansatz verglichen. Der Einfluss von Sensorrauschen und der Sensorgenauigkeit auf die Ergebnisse wurde evaluiert.

*In-Service Lastüberwachung:*

Im Rahmen der In-Service Lastüberwachung wurde im 2. Halbjahr 2017 ein System zum Online-Monitoring vorgestellt und mit Airbus diskutiert. Das System ermöglicht ein Monitoring von Spitzenlasten basierend auf einer internen Messung der Flugzeugdaten unter Verwendung einer sehr einfachen Modellbildung. Im Rahmen von ATLAS2Hybrid wurde dieses System eng mit Airbus entwickelt und mit den dortigen Experten diskutiert. Die Qualität des Systems wurde gezeigt und anhand von Berechnungen/ Vergleichen mit gemessenen Lasten demonstriert.

*Robuste Identifikation von Spitzenlasten im Flug:*

In Synergie mit 4200 wurde das Thema Lastenschätzung um Ansätze erweitert, mit denen eine robuste Identifikation von Spitzenlasten im Flug möglich ist. Hierfür wurden Flugversuchsdaten aus Messkampagnen der A400M und A380 verwendet und relevante Manöver identifiziert. Diese wurden in zur Entwicklung eines Prototypen für on-board Loads-Monitoring verwendet. Es konnte gezeigt werden, dass der entwickelte Ansatz bestehenden Ansätzen überlegen ist.

*Test an einem Versuchsträger:*

Das TUHH Institut für Flugzeug-Systemtechnik führte im Rahmen des Verbundprojektes ATLAS2Hybrid eine Weiterentwicklung von Methoden zur integrierten Lastenschätzung durch. Die Aktivitäten zielen auf die Entwicklung (AP4200) und Bewertung (AP5300) einer hybriden Lastenbeobachtermethode (HYB) ab, mit der eine hohe Genauigkeit in der Schätzung lokaler Strukturlasten ermöglicht wird und nur ein geringer Aufwand für die Auslegung des Lastenschätzers resultiert. Diese zunächst kontroversen Anforderungen werden durch die Hybridisierung einer physikalisch motivierten Methode (Luenberger Beobachter, LUE)



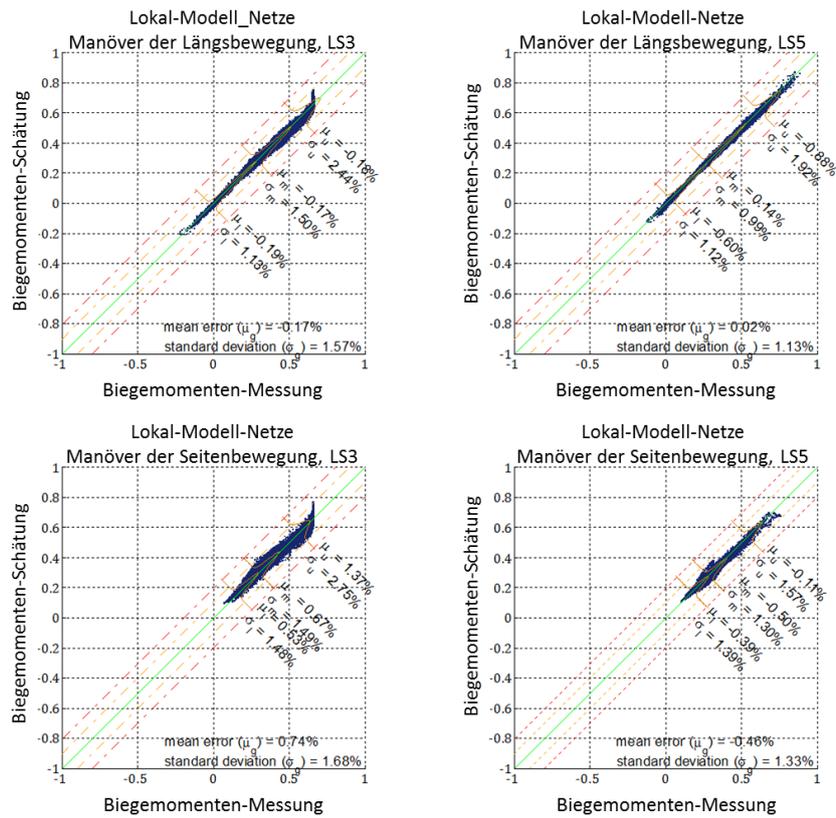


Abbildung 60: Biegemomenten-Schätzung der Lokal-Modell-Netze

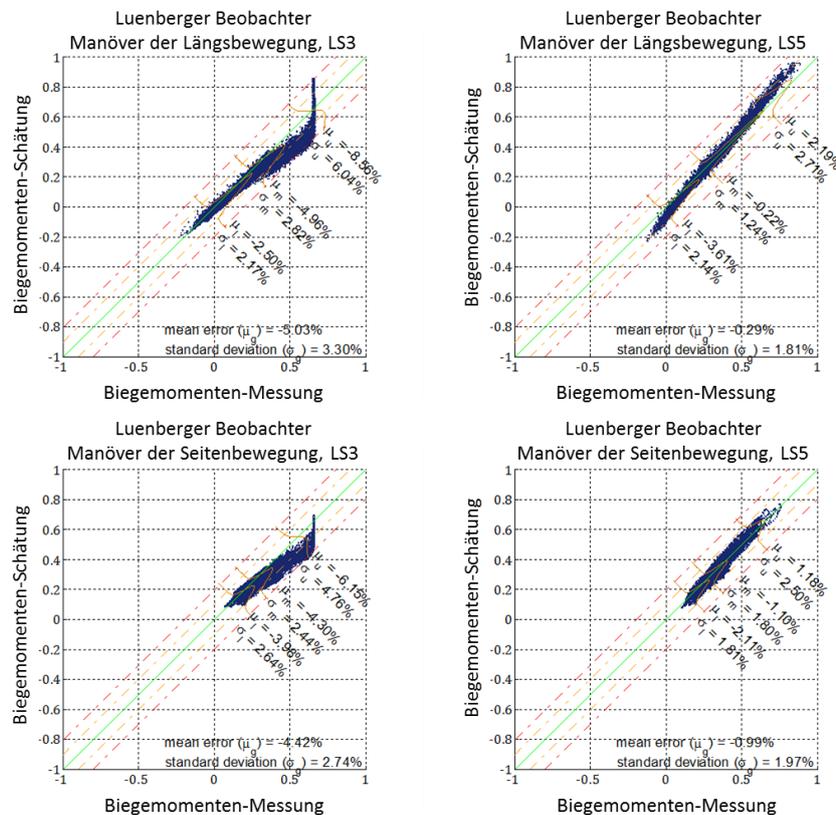


Abbildung 61: Biegemomenten-Schätzung des nichtlinearen Luenberger Beobachters

Für die Bewertung und den Vergleich der entwickelten Lastenbeobachtermethoden werden statistische Bewertungskriterien eingeführt. Die Berechnungen der Maßzahlen beruhen dabei im Wesentlichen auf der Abweichung  $r(t)$  zwischen den gemessenen Lasten  $y_L(t)$  und durch die Beobachter geschätzten Lasten  $\hat{y}_L(t)$ . Die folgende Tabelle fasst die Bewertungskriterien zusammen.

**Tabelle 1: Kriterien zur Bewertung der Lastenbeobachtermethoden**

Kriterium	Kurzbeschreibung	Gleichung
Mittelwert $\mu_r$	Mittelwert des Schätzfehlers $r(t)$ , $M$ entspricht Anzahl an Zeitschritten.	$\mu_r = \frac{1}{M} \sum_{n=1}^M y_L(t_n) - \hat{y}_L(t_n)$
Absoluter Mittelwert $\mu_{ r }$	Bildung des Absolutbetrages der Fehler, damit sich Fehler mit entgegengesetztem Vorzeichen nicht aufheben.	$\mu_{ r } = \frac{1}{M} \sum_{n=1}^M  y_L(t_n) - \hat{y}_L(t_n) $
Maximaler Fehler $\Delta_{max} r $	Größte Abweichung zwischen gemessenen und geschätzten Lasten.	$\Delta_{max} r  = \max( y_L(t_n) - \hat{y}_L(t_n) )$
Fehler im Mess-Maximum $\Delta_{max}^z r $	Abweichung zwischen Schätzung und Messung im höchsten aufgetragenen Messwert.	$\Delta_{max}^z r  =  y_L(t_{y_L,max}) - \hat{y}_L(t_{y_L,max}) $
Fehler im Schätz-Maximum $\Delta_{max}^y r $	Abweichung zwischen Schätzung und Messung im höchsten, berechneten Schätzwert.	$\Delta_{max}^y r  =  y_L(t_{\hat{y}_L,max}) - \hat{y}_L(t_{\hat{y}_L,max}) $
Standardabweichung $\sigma_r$	Maß für die Streuung des Lastenschätzfehlers um den mittleren Fehler. Betrachtung der einfachen Standardabweichung.	$\sigma_r = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{n=1}^M (y_L(t_n) - \mu_r)^2}$
Whang-Index $W$	Maß für die Fläche des Korrelationsgraphen.	$W = \frac{\sum_{n=1}^M  y_L(t_n) - \hat{y}_L(t_n) }{\sum_{n=1}^M  y_L(t_n)  + \sum_{n=1}^M  \hat{y}_L(t_n) }$
Phase $\varphi$	Maß für den Phasenverzug zwischen geschätzter und gemessener Last.	$\varphi = \frac{\sqrt{\sum_{n=1}^M  y_L(t_n) \cdot \hat{y}_L(t_n) }}{\sqrt{\sum_{n=1}^M y_L(t_n)^2} \cdot \sqrt{\sum_{n=1}^M \hat{y}_L(t_n)^2}}$

Die Beobachtermethoden werden exemplarisch anhand der Biegemomentenschätzungen an den Laststationen LS6 und LS10 des rechten Tragflügels (vgl. Abbildung 59) validiert und verglichen. Grundlage für die Validierung ist eine an der TU Hamburg bestehende Flugmessdatenbasis (erstellt im Rahmen der Projekte Lufo IV-2 „FTEG“ und Lufo IV-4 „Pro-Wings“), bestehend aus 847 Flugmanövern der Längs- und Seitenbewegung des Versuchflugzeuges UW-9 SPRINT. Neben üblichen Flugmanövern der Aerodynamikidentifikation, wie beispielsweise Anstellwinkelmanöver, Phygoidmanöver, Roll- und Taumelschwingungsmanöver, in denen nur geringe Strukturbelastungen auftreten, sind in der Datenbasis auch Manöver enthalten, in denen hohe Strukturlasten (bis etwa 80% Limit Load) auftreten. Dazu zählt beispielsweise das Push-over-Pullup-Manöver, in dem der Pilot das Flugzeug zunächst durch Drücken des Höhenruders beschleunigt und anschließend durch Ziehen am Höhenrudder das Flugzeug abfängt und dabei hohe Lasten induziert. Außerdem wurden Flugmanöver unter turbulenten atmosphärischen Bedingungen durchgeführt, so dass in der Messdaten-

# ReduLa

basis auch relevante Böenlasten enthalten sind. Die Messdatenbasis erlaubt somit eine Bewertung der Lastenbeobachtermethoden für Manöver- und Böenlasten. Abbildung 62 stellt die Ergebnisse der Biegemomentenschätzungen  $M_x$  bezogen auf die zugehörigen Limit Loads  $M_x(x,LL)$  der drei Beobachtermethoden an den Laststationen LS6 und LS10 für die gesamte Flugmessdatenbasis gegenüber. Tabelle 2 zeigt die zugehörigen Bewertungskriterien (gemäß Tabelle 2).

**Tabelle 2: Bewertungskriterien der gesamten Datenbasis für die Beobachtermethoden**

Luenberger Beobachter

	$\mu_{ r }$	$\Delta_{max} r $	$\Delta_{max}^z r $	$\Delta_{max}^y r $	$\sigma_r$	$W$	$\varphi$
$M_x^{LS6}$	0,0080	0,1005	0,0016	0,0207	0,0136	0,0266	0,0009
$M_x^{LS10}$	0,0066	0,2222	0,1678	0,1334	0,0267	0,0567	0,0049

Lokalmodell-Netz-Methode

	$\mu_{ r }$	$\Delta_{max} r $	$\Delta_{max}^z r $	$\Delta_{max}^y r $	$\sigma_r$	$W$	$\varphi$
$M_x^{LS6}$	0,0022	0,0925	0,0747	0,0208	0,0123	0,0201	0,0007
$M_x^{LS10}$	0,0111	0,1483	0,0554	0,0067	0,0228	0,0501	0,0036

Hybrider Beobachter

	$\mu_{ r }$	$\Delta_{max} r $	$\Delta_{max}^z r $	$\Delta_{max}^y r $	$\sigma_r$	$W$	$\varphi$
$M_x^{LS6}$	0,0020	0,0536	0,0224	0,0005	0,0098	0,0162	0,0019
$M_x^{LS10}$	0,0064	0,0883	0,0091	0,0202	0,0178	0,0374	0,0023

Der hier als Referenz verwendete und bei Airbus bereits zum Einsatz kommende Luenberger Beobachter erreicht eine gute Genauigkeit in der Lastenschätzung mit einem mittleren Fehler  $\mu_{|r|} = 0,0080$  LL und einer Standardabweichung  $\sigma_r = 0,0136$  LL an der Laststation LS6. Im äußeren Flügelbereich an Laststation LS10 treten größere maximale Abweichungen  $\Delta_{max}|r| = 0,2222$  LL auf. Im Falle des Sprint wurden elastische Effekte infolge der hohen Struktursteifigkeit in der Modellstruktur vernachlässigt. Eine Annahme die im äußeren Flügelbereich ihre Gültigkeit verliert. Dieses Beispiel steht stellvertretend für das Defizit des Luenberger Beobachters, das darin besteht, dass nicht berücksichtigte physikalische Effekte durch den Luenberger Beobachter nicht wiedergegeben werden können. Eine Modellierung wäre prinzipiell möglich, führt jedoch zu einem großen Modellierungs- und Entwicklungsaufwand. Darüber hinaus werden Designmodelle aus Gründen der Sicherheit i.d.R. konservativ ausgelegt. Diese Auslegungsphilosophie kann beim Einsatz der Designmodelle im Rahmen einer Lastenüberwachung zu einer Überschätzung der Lasten und damit zu Fehlmeldungen führen, die einen erhöhten Inspektionsaufwand ergeben würden.

Die datenbasierten Lokalmodell-Netze werden ohne eine explizite physikalische Modellierung ausgelegt. Die Modellstruktur wird zusammen mit den Modellparametern aus den Messdaten identifiziert. Bei geeigneter Datenauswahl werden sämtliche relevanten Effekte somit abgebildet, wie auch das Validierungsbeispiel in Abbildung 62 anschaulich darstellt. Die größeren Abweichungen im hohen Lastbereich im äußeren Flügelbereich (LS10) sind hier nicht vorhanden. Mit der LMN-Methode wird ein mittlerer Fehler  $\mu_{|r|} = 0,0080$  LL und eine Standardabweichung  $\sigma_r = 0,0136$  LL an der Laststation LS10 erreicht. Der mittlere Feh-

ler ist damit an dieser Laststation größer als bei der LUE-Methode und lässt sich auf spezielle Manöver in der Validierungsdatenbasis zurückführen. Diese problematischen Manövertypen waren nicht Teil der Identifikationsdatenbasis und können durch das Modell nicht mit ausreichender Genauigkeit wiedergegeben werden. Das wesentliche Defizit der LMN-Methode besteht demnach in der Abbildung unbekannter Ereignisse und der Extrapolation.

Beim hybriden Beobachter werden die individuellen Vorteile der zugrundeliegenden LUE- und LMN-Methode kombiniert. Der Luenberger Beobachter führt zunächst eine physikalisch basierte Schätzung der Lasten durch, wodurch auch für unbekannte Manövertypen eine sinnvolle Lastenschätzung ermöglicht wird. Systematische Fehler, beispielsweise durch nicht berücksichtigte physikalische Effekte, werden durch die nachgeschalteten Lokalmodell-Netze korrigiert. Auf diese Weise können sowohl die Abweichungen im hohen Lastbereich des Luenberger Beobachters an LS10 korrigiert, als auch die Schätzfehler unbekannter Manövertypen der Lokalmodell-Netz-Methode verringert werden, vgl. Abbildung 62. Wie Tabelle 2 zeigt, können insbesondere die Bewertungskriterien „mittlerer Fehler“, „Standardabweichung“ und „maximaler Fehler“ gegenüber den anderen beiden Methoden deutlich reduziert werden. Der hybride Beobachter bietet zudem beste Voraussetzungen für eine effiziente Implementierbarkeit eines Lastenmonitorings für die in-service-Anwendung. Für die Entwicklung des enthaltenen Luenberger Beobachters kann auf bestehende Designmodelle zurückgegriffen werden. Möglicherweise resultierende Ungenauigkeiten infolge konservativer Modellannahmen werden durch die nachgeschalteten Lokalmodell-Netze korrigiert. Damit lässt sich eine hohe Genauigkeit in der Lastenschätzung bei gleichzeitig geringem Entwicklungsaufwand erzielen. Ein weiterer Vorteil des hybriden Beobachters besteht darin, dass prinzipiell ein Lastenschätzer mit geringem Ressourcenbedarf entwickelt werden kann. Die dem Luenberger Beobachter nachgeschalteten Lokalmodell-Netze können Rechenschritte der physikalische Modellanteile übernehmen, wodurch die physikalische Modellkomplexität reduziert und durch einfache Rechenoperationen der Lokalmodell-Netze ersetzt werden können. Daraus resultiert ein geringerer Bedarf an Rechenleistung, wodurch der hybride Beobachter besonders auch für die Nachrüstung der Legacy-Flotte geeignet ist.

### *Zusammenfassung und Ausblick:*

Wie der durchgeführte Benchmark zeigt, lassen sich mit dem hybriden Lastenbeobachter im Vergleich zum bestehenden Luenberger Beobachter und zur Lokalmodell-Netz-Methode die besten Ergebnisse hinsichtlich der Genauigkeit in der Lasteschätzung erzielen. Der hybride Beobachter ermöglicht eine zuverlässige Schätzung von Strukturlasten auch für unbekannte Manövertypen und auch im hohen Lastbereich an allen untersuchten Laststationen. In welchem Maße die Gewichtung an physikalischen und datenbasierten Modellanteilen im hybriden Beobachter verschoben werden kann und welche Konsequenzen daraus folgen soll in zukünftigen Vorhaben genauer untersucht werden.

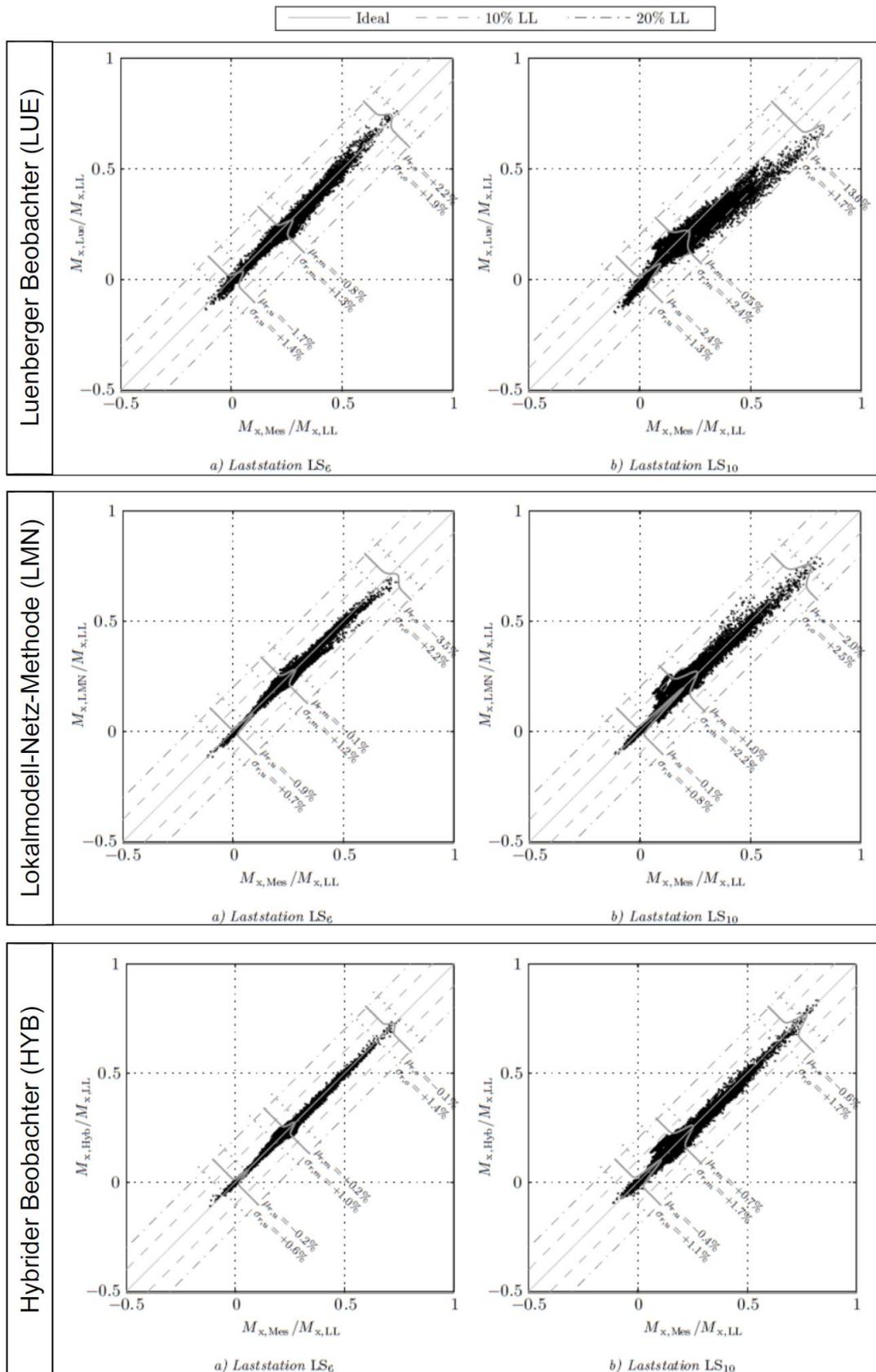


Abbildung 62: Vergleich der Lastenbeobachtermethoden für die gesamte Flugmessdatenbasis bestehend aus 847 Flugmanövern der Längs- und Seitenbewegung

## **II.2 Zahlenmäßiger Nachweis**

Die Abrechnung der im Projekt entstandenen Kosten findet sich im Verwendungsnachweis, der dem Schlussbericht an den Projektträger beigefügt wurde.

## **II.3 Notwendigkeit und Angemessenheit der Arbeiten**

Die Entwicklungsarbeiten des DLR im Rahmen dieses Projektes haben sich darauf konzentriert, neueste Forschungsergebnisse bei numerischen und experimentellen Verfahren zielgerichtet zur Anwendungsreife zu bringen. Für diese speziellen Tätigkeiten standen keine Mittel aus der DLR-Grundfinanzierung zur Verfügung. Die Aktivitäten waren dennoch in ein Umfeld eingebettet, die die konstruktive und zielgerichtete Durchführung der Arbeiten ermöglichte. Dazu gehören umfangreiche wissenschaftliche Vorarbeiten des DLR, so z. B. im Bereich der Entwicklung von CFD-Codes, der Entwicklung von schnellen Verfahren zur Lastanalyse sowie der aeroelastischen Stabilitätsanalyse, der Strukturmechanik und der wissenschaftlichen schnellen Auswertung experimenteller Daten.

Außerdem profitierten die Arbeiten im Projekt ATLAS2Hybrid/ReduLa von den experimentellen Aktivitäten im DLR, so z. B. von den Ergebnissen der Windkanalversuche im DNW-TWIG, der Flugversuche mit der G550 HALO und dem Discus2C, sowie der strukturdynamischen Versuche mit Airbus. Daten dieser Experimente, welche nicht vom Projekt ATLAS2Hybrid/ReduLa bezahlt wurden, standen dennoch für Validierungsrechnungen zur Verfügung. Wie in Kapitel II.4 (unten) ausgeführt, sind die Ergebnisse des Projektes darüber hinaus unmittelbar nutzbar für den industriellen Prozess und stärken die Position der Projektpartner im nationalen und internationalen Forschungsumfeld.

Die durchgeführten Arbeiten waren daher angemessen, da sie die Bearbeitung einer wichtigen Lücke zwischen vorhandenen wissenschaftlichen Expertise und industriellem Umfeld ermöglicht haben. Die verwendeten Mittel konnten zielgerichtet auf diese Aufgabe hin genutzt werden.

## **II.4 Verwertbarkeit der Ergebnisse**

Die Ergebnisse des Projektes ATLAS2Hybrid/ReduLa können innerhalb kurzer Zeit für die Anwendung in Industrie und Forschung nutzbar gemacht werden.

Die verbesserten Verfahren zur Durchführung und Auswertung des GVT (HAP 2000) konnten durch das DLR bereits in der Projektlaufzeit beim Standschwingversuch des A320NEO sowie unmittelbar nach dem Ende des Vorhabens im Standschwingversuch des Airbus BELUGA XL eingesetzt werden. Die Methoden zur hybriden Lastanalyse werden aktuell in Industrieprojekten für den Einsatz an aktuellen Airbus-Modellen weiterentwickelt. Die Verfahren zur Analyse großer Deformationen sind ebenfalls Gegenstand aktueller industrieller Kooperationen. So konnte das EU-H2020-Projekt AEROGUST mit dem Thema der Verfahrensentwicklung hochflexible Flügel akquiriert werden. Weiterhin wurde das Projekt MANTA im Rahmen eines CleanSky2 Partner-Calls erfolgreich eingeworben, bei dem die Struktur eines Flügels sowie die eines aktiven Winglets optimiert werden soll.

Die Verfahrensentwicklungen zur Erweiterung des TAU-Codes (HAP 3000) in Bezug auf Lastanalysen am fliegenden Gesamtflugzeug sowie die reduzierte Modellierung (ROM-Verfahren) wurden in den Code integriert und werden auch von Airbus genutzt. Die Verfahren zur CFD-basierten Analyse kontinuierlicher Turbulenz werden im CleanSky2-Projekt NACOR im Rahmen des AIRFRAME ITD zusammen mit Airbus weiterentwickelt. Dadurch wird die Integration der vom DLR entwickelten Methoden in den Airbus - Industrieprozess sichergestellt. Im neu akquirierten EU-Projekt HOMER wird ein hochflexibles Windkanalmodell mit CFD in Buffet-Bedingungen ausgelegt und getestet. Die Ergebnisse der Dynamic-Stall-Untersuchungen kommen auch Firmen der Windenergie zugute, in Kooperation mit

Herstellern wurden bereits vom DLR Dynamic Stall-Untersuchungen an Windkraftprofilen durchgeführt.

Die Ergebnisse der Lasten-, Struktur- und Systemoptimierung (HAP 4000) werden teilweise bereits genutzt – so führten die Arbeiten von IBK bereits während der Laufzeit des Projekts zu Unteraufträgen an das DLR. Zum Thema Lastabschätzungssysteme wurde an der TU Hamburg eine Dissertation abgeschlossen, die auf den Ergebnissen des Projekts aufbaut. Die Ergebnisse zur Lastregelung verhelfen dem DLR zu einer starken Position im ClearSky2-Projekt NACOR. Eine zukünftige Verwertung der Ergebnisse wurde durch eine enge Abstimmung der entwickelten Verfahren mit Airbus sichergestellt.

Auch die Ergebnisse des HAP 5000, Flugversuch und operationeller Betrieb, können kurzfristig verwertet werden. So konnte das DLR das EU-Projekt FLEXOP erfolgreich akquirieren, in dem aeroelastische Auslegungsverfahren, Bodentest und Flugversuche durchgeführt werden. Ein Flügelmodell des Demonstrators wird für Lastregelung genutzt. Die in ATLAS2Hybrid/ReduLa entwickelten Verfahren wurden von DLR, IBK und Airbus bereits gemeinsam erfolgreich im EU H2020 Projekt AFLONEXT mit Flugversuch angewendet. Das DLR war dabei für eine Flugversuchskampagne direkt verantwortlich.

Neben dem direkten Nutzen der Ergebnisse für die Industriepartner, d. h. der Verwertung bei Airbus, haben alle Ergebnisse die beteiligten Forschungspartner in die Position versetzt, das Gebiet der Strukturauslegung sowie der numerischen und experimentellen aeroelastischen Analyse von Flugzeugen fachlich auf eine noch breitere Grundlage zu stellen, sodass auch im internationalen Wettbewerb die Stellung der deutschen Forschungseinrichtungen deutlich gestärkt wurde. Dieses ist z. B. an den genannten Beispielen der erfolgreichen Beteiligung des DLR an EU-Projekten zu erkennen. Darüber hinaus hat es eine Reihe Veröffentlichungen der Partner auf Fachkongressen und in rezensierten Fachzeitschriften gegeben. Die Liste befindet sich im Anhang.

## **II.5 Fortschritt auf dem Gebiet des Vorhabens bei anderen Stellen**

Das Konsortium, welches in ATLAS2Hybrid/ReduLa zusammengearbeitet hat, ist in Deutschland weit führend in den im Verbund adressierten Forschungsgebieten, also der Entwicklung und Bewertung hochflexibler Flügel und aktiver Lastreduktion, der Entwicklung neuer Berechnungsverfahren für Flug- und Bodenlasten, der Nutzung von CFD für Analysen im flugmechanischen Grenzbereich, sowie die Validierung von Verfahren durch Experimente (Standschwingversuche, Windkanalversuche, Flugversuche). Andere Forschungsinstitutionen in Deutschland leisten wertvolle Beiträge zu Einzelaspekten, können jedoch die volle thematische Bandbreite, die im Projekt behandelt wurde, nicht abdecken. Die Interaktion mit anderen Forschungspartnern in Deutschland wird allerdings durch gemeinsame Anträge bei der DFG, im Luftfahrtforschungsprogramm oder auf EU-Ebene in Konsortien mit wechselnder Zusammensetzung sichergestellt.

Einige der genannten Themen werden auch im Ausland bearbeitet. Zu nennen ist hier z. B. das Thema der verbesserten gekoppelten, CFD - gestützten Analysen. In Frankreich wird bei der ONERA der elsa – Code weiterentwickelt wird, bei der NASA in den USA besitzen die Codes CFL3D und FUN3D Fähigkeiten für Anwendungen im Bereich Aeroelastik. Auch im Bereich der Lastermittlung im Flug ist die ONERA mit der Entwicklung neuer Verfahren aktiv und steht hier teilweise in Konkurrenz zum DLR. Die Förderung des Projektes ATLAS2Hybrid/ReduLa hat dazu beigetragen, dass der Vorsprung der deutschen Technologie auf den genannten Gebieten erhalten bleibt.

## II.6 Erfolgte und geplante Publikationen der Ergebnisse

- [1] Böswald, M., Schwochow, J., Jelcic, G., Govers, Y.: Recent developments in operational modal analysis for ground and flight vibration testing. In: Proc. International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD 2017), 25.-28. Jun. 2017, Como, Italien
- [2] Cumnuantip, S., Krüger, W.R.: Assessment of Dynamic Landing Loads by a Hybrid Multibody / Full Finite Element Simulation Approach. Proc. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2018, Friedrichshafen, Deutschland
- [3] Bach, T.: „Numerical Assessment of Damage Tolerance Allowables for New Design Concepts of Stiffened Composite Panels“, 30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, 25.-30.09.2016, Daejeon, Korea
- [4] Bach, T.: „Gradient-Based Structural Optimization of stiffened composite panels based on Detailed Finite Element Models“, NAFEMS Seminar “Simulation von Composites – Bereit für Industrie 4.0?“, 26.-27.10.2016, Hamburg, Deutschland
- [5] Ritter, M. and Cesnik, C.E.: Large Deformation Modeling of a Beam Type Structure and a 3D Wingbox using an Enhanced Modal Approach. Proc. AIAA SciTech, 2016. Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. San Diego, CA, US, 4–8 Jan 2016.
- [6] M. Ritter, Y.M. Meddaikar, J.K.S. Dillinger: Static and Dynamic Aeroelastic Validation of a Flexible Forward Swept Composite Wing. Proc. AIAA SciTech, 9–13 January 2017, Gaylord Texan, Grapevine, Texas, Paper Nr. AIAA-2017-0637.
- [7] Neumann, J., Friedewald, D. & Hennings, H.: The influence of fixed transition modeling on aeroelastic simulations in comparison to wind tunnel experiments. CEAS Aeronaut J (2018). <https://doi.org/10.1007/s13272-018-0299-y>
- [8] Pusch. Allocation of Distributed Flaps for Gust Load Alleviation. IEEE Conference on Control and Application, 2017
- [9] Pusch, Manuel. Aeroelastic Mode Control using H2-optimal blends for inputs and outputs. AIAA Conference on Guidance, Navigation and Control, 2018
- [10] A. Knoblach. Robust Performance Analysis for Gust Loads Computation. Dissertation. Technical University Hamburg-Harburg, 2015
- [11] M. Pusch, A. Knoblach, T. Kier. Integrated Optimization of Ailerons for active Gust Load Alleviation. International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, 2015
- [12] J. Sinske, Y. Govers, V. Handojo, W.R. Krüger: HALO Flugtest mit instrumentierten Außenlasten für Aeroelastik- und Lastmessungen im DLR Projekt iLOADS. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2016, Braunschweig, Paper Nr. 420276, 2016.
- [13] G. Jelcic, J. Schwochow, Y. Govers, J. Sinske, R. Buchbach, J. Springer, M. Böswald: Online Monitoring of Aircraft Modal Parameters during Flight Test based on permanent Output-only Modal Analysis. Proc. AIAA SciTech, 9–13 January 2017, Gaylord Texan, Grapevine, Texas, Paper Nr. AIAA-2017-1825.
- [14] W.R. Krüger, V. Handojo, T. Klimmek: Flight Loads Analysis and Measurements of External Stores on an Atmospheric Research Aircraft. Proc. AIAA SciTech, 9–13 January 2017, Gaylord Texan, Grapevine, Texas Paper Nr. AIAA-2017-1828.
- [15] Montel, M.; Thielecke, F.: Validation of a nonlinear observer implementation for empennage loads estimation. CEAS Aeronautical Journal (2016). ISSN: 1869-5582. DOI: 10.1007/s13272-016-0190-7.

- [16]Hartleib, F., Montel, M., et al.: Entwicklung einer Strukturlastschätzung basierend auf Lokal-Modell-Netzen zur Ermittlung von Flügellasten. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress. Rostock, 2015.
- [17]Montel, M.; Thielecke, F.: Efficient and Accurate Technology for Aircraft Loads Estimation (EAGLE). Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress. München, 2017.
- [18]Montel, M.; Thielecke, F.: Validation of a Hybrid Observer Method for Flight Loads Estimation. 31<sup>st</sup> Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. Belo Horizonte, Brasil, 2018.
- [19]Montel, M.: Hybride Beobachter-Methode zur Strukturlastüberwachung und deren Validierung mit Flugversuchsdaten. Dissertation. Technische Universität Hamburg, Hamburg 2018.
- [20]Raab, Christian: "ATLAS2Hybrid / ReduLA – AP 5100, Final Report Online Flight Data Compatibility Check", Institutsbericht, DLR-IB-FT-BS-2018-43, DLR Institut für Flugsystemtechnik, Braunschweig, 2018.