

LASTABMINDERUNG UND STRÖMUNGSKONTROLLE FÜR PERFORMANCEOPTIMIERUNG EINES LANGSTRECKENFLUGZEUGS IM PROJEKT In-Fly-Tec

W.R. Krüger¹, V. Handojo¹, S. Pülm², H. v. Geyr², M. Kruse², H. Lüdeke², T. Streit², L. Heinrich³, L. Tönjes³,
C. Wallace⁴, N. Fezans⁴, Ö. Süelözgen⁵, T. Kier⁵

¹ Institut für Aeroelastik, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Göttingen

² Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Braunschweig

³ Institut für Systemleichtbau, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Braunschweig

⁴ Institut für Flugsystemtechnik, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Braunschweig

⁵ Institut für Systemdynamik und Regelungstechnik, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Oberpfaffenhofen

ZUSAMMENFASSUNG

Die Transportleistung des Flugzeugs kann durch ein geringeres Strukturgewicht und einen reduzierten Widerstand erheblich gesteigert werden. Zu diesem Zweck werden sowohl Technologien zur Reduktion des Strukturgewichts durch passive und aktive Lastabminderung, sowie der Einsatz von Hybridlaminarisierung auf dem Tragflügel weiterentwickelt und untersucht.

Das Ziel des Projekts In-Fly-Tec, eines Verbundvorhabens im Rahmen des nationalen Luftfahrtforschungsprogramms, war die Ermittlung des Potenzials eines gemeinsamen Einsatzes dieser Technologien für die Optimierung der Gesamtleistung von Transportflugzeugen. Die hierbei gewonnenen Erkenntnisse wurden sowohl auf Varianten eines aktuellen Langstreckenflugzeugs mit einem turbulent umströmten Flügel angewendet, als auch auf eine Konfiguration mit einem widerstandsminimalen Flügel mit Hybrid-Laminar-Technologie (HLFC).

Dieser Artikel beschreibt die Arbeiten, die vom DLR in In-Fly-Tec durchgeführt wurden.

1. Hintergrund

Die Transportleistung des Flugzeugs kann durch ein geringeres Strukturgewicht und einen reduzierten Widerstand erheblich gesteigert werden. Zur Reduktion des Strukturgewichts tragen moderne Materialien (z. B. CFK) bei, mit denen sich passive Maßnahmen zur Reduktion von Fluglasten durch neue Bauweisen des Flügels, Strukturoptimierung und Aeroelastic Tailoring umsetzen lassen. Darüber hinaus sind lastmindernde Maßnahmen durch moderne Regelungsverfahren ein wichtiger Bestandteil der integrierten Auslegung eines neuen Flügels. Für die Reduktion des Strömungswiderstands ist die

Laminartechnologie, insbesondere die Hybridlaminarisierung, eine der Schlüsseltechnologien der Flugphysik, die für ein Langstreckenflugzeug eine Reduktion des Treibstoffverbrauchs in der Gesamtbilanz um bis zu 10% ermöglicht und somit signifikant zu dem Ziel einer leistungsfähigen und klimaschonenden Luftfahrt beiträgt.

Im Projekt In-Fly-Tec wurden vom DLR in Zusammenarbeit mit den Verbundpartnern Airbus und Universität Magdeburg Technologien zur aktiven und passiven Lastreduktion sowie zur Widerstandsreduktion untersucht. Das zentrale Ziel des Projekts war die Ermittlung des Potenzials eines gemeinsamen Einsatzes dieser Technologien für die Optimierung der Gesamtleistung von Transportflugzeugen. Die hierbei gewonnenen Erkenntnisse wurden sowohl auf Varianten eines aktuellen Langstreckenflugzeugs mit einem turbulent umströmten Flügel angewendet, als auch auf eine Konfiguration mit einem widerstandsminimalen Flügel mit Hybrid-Laminar-Technologie (HLFC).

Im Einzelnen wurden in In-Fly-Tec die Verfahren für die parametrische Modellierung von Flügelstrukturen mit anschließender Strukturoptimierung auf Basis von umfassenden Lastanalysen erweitert. Die Aussagekraft der Ergebnisse erhöhte sich durch die Integration der Lasten aus dem Flug mit Hochauftriebshilfen in die Lastanalyse. Als aktive Maßnahmen zur Lastreduktion wurden Regelungskonzepte wie Feedback-Regelung, LIDAR-basierte Regelung und Kombinationen dieser Ansätze untersucht. Eine umfassende vergleichende Betrachtung mit Bewertung des Potentials für eine Reduktion der Strukturmassen durch diese Lastabminderungsmaßnahmen wurde anhand mehrerer Modellvarianten eines Langstreckenflugzeugs durchgeführt.

Im Bereich der Weiterentwicklung der HLFC-

Technologie wurde untersucht, inwieweit der Einsatz eines laminaren Profils die strukturelle Auslegung des Flügels beeinflusst. Weiterhin wurde betrachtet, ob die laminare Strömungstopologie die Wirksamkeit von Steuerflächen für die aktive Lastreduktion beeinflusst. Das Verständnis der physikalischen Grundlagen für die HLFC-Kammerströmung wurde deutlich erweitert. Aspekte dabei sind die numerische Simulation und Validierung kammerfreier Absaugsysteme mit spannweitig langgezogenen Kammern und die Analyse des Einflusses spannweichter Druckgradienten auf die Kammerströmung und die Absauggeschwindigkeiten. Ebenso wurde die numerische Modellbildung verbessert, sowohl für die Erstellung eines schnellen numerischen Verfahrens zur Transitionsvorhersage in nicht-konischen Grenzschichten, für die automatisierte, iterative Transitionsvorhersage für HLFC-Konfigurationen mit dem DLR TAU Code für relevante Instabilitäten, wie auch für eine verbesserte Widerstandsvorhersage durch konsistente Berücksichtigung von Grenzschichtabsaugung in Transitionsvorhersage und CFD-Verfahren.

2. Konfigurationen und Entwurfsanforderungen

Im Projekt wurden, ausgehend von einem gemeinsamen Ausgangsentwurf, unterschiedliche Flugzeugkonfigurationen abgeleitet, die für verschiedenen Analysen mit jeweils unterschiedlichen Schwerpunkten genutzt werden, siehe Abbildung 1. Schwerpunkte der Untersuchungen waren die Integration des Hochauftriebs in Auslegung und Lastanalyse, die Betrachtung des Flügels mit hoher Streckung, sowie die Untersuchung einer Flugzeugkonfiguration mit Laminarflügel. Die folgenden Konfigurationen wurden erstellt:

- Ausgangskonfiguration: XRF1-Modell aus dem Projekt Con.Move [1], ohne Winglet und Downer, mit MLA (Manöverlastabminderung), ohne Abbildung,
- Use Case 0: aktualisierte XRF1-Konfiguration ohne Winglet und Downer, Einsatz von MLA; genutzt für High-Lift-Analysen und als Vergleichskonfiguration für die HLFC-Arbeiten,
- Use Case 1: Aufbauend auf Use Case 0, plus Winglet und Downer – gleiche Diskretisierung der Struktur und der Aerodynamik; feste Strukturlaminare; Nutzung von MLA und statischer GLA (Gust Load Alleviation = Böenlastabminderung),

- Use Case 2: Aufbauend auf Use Case 1, variable Strukturlaminare, mit MLA und einer Mischung aus statischer und dynamischer GLA,
- Use Case 3: Aufbauend auf Use Case 0, insbesondere bei der Diskretisierung der Struktur; Einsatz zur Untersuchung der Einflüsse von den Maßnahmen zur Erhaltung laminarer Strömung auf den Flugzeugentwurf.



Abbildung 1: Übersicht der Konfigurationen in In-Fly-Tec

Um einen realistischen Überblick über das Potential zur Reduktion der Fluglasten zu gewinnen, wurde untersucht, inwieweit die Zulassungsvorschriften dieses Potential beeinflussen. Dazu wurden diejenigen Paragraphen der Vorschriften zusammengestellt, aus denen sich die für die Zulassung erforderlichen Analysen ableiten. Abbildung 2 zeigt eine Liste dieser Paragraphen:

Kriterien mit „konfigurations-unabhängigem“ Charakter	
25.331	Symmetric manoeuvring conditions
25.333	Flight manoeuvring envelope
25.337	Limit manoeuvring load factors
25.341	Gust and turbulence loads
25.349	Rolling conditions
25.351	Yaw manoeuvre conditions
25.353	Ruder control reversal conditions
Kriterien mit primären Bezug zu „Non-Clean“ - Konfigurationen	
25.345	High-lift devices
25.373	Speed control devices

Abbildung 2: Paragraphen mit tendenziell lastfallerzeugendem Charakter

Allgemein wird für die Lastanalyse die Variation zahlreicher Parameter gefordert, darunter Fluggeschwindigkeit, Flughöhe, Manöverart, Böenlänge, sowie die Konfigurationen des Flugzeugs (Massenfälle, clean (Reiseflug) / non-clean (Spoiler, Hochauftrieb)). Um diesen Anforderungen gerecht zu werden und damit realistische Aussagen treffen zu können, wurde für die Lastanalysen zur Bestimmung der dimensionieren-

den Strukturlasten im Projekt eine große Anzahl unterschiedlicher Simulationen durchgeführt. Im Einzelnen handelte es sich um 693 Fälle clean, 462 Böenlastfälle mit „air brake out“, sowie 156 Hochauftriebsfälle. Eine vollständige Lastanalyse umfasste demnach insgesamt 1311 Einzelsimulationen.

3. Modellbildung für Aero, Lasten, Struktur und Regler

3.1. Strukturmodell

Zu Beginn des Projekts wurden parametrisierte Strukturmodelle der Referenzflugzeuge für die weiteren Modellierungsarbeiten in den folgenden Arbeitspaketen zur Verfügung gestellt. Der Schwerpunkt der Arbeiten lag dabei auf der Flügelmodellierung, siehe z. B. Abbildung 3.

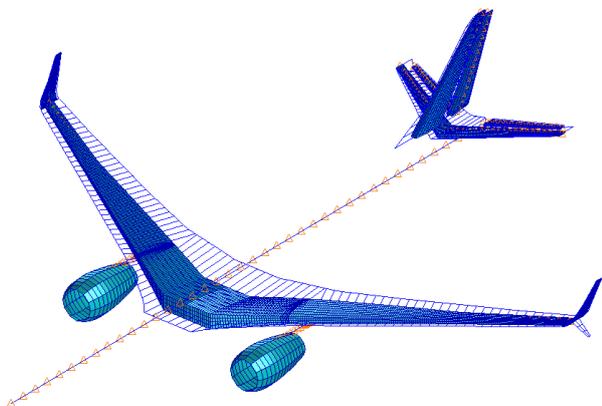


Abbildung 3: Basiskonfiguration der XFR1-DLR-C mit Winglet und Downer (Use Case 0)

Dabei kamen zwei Auslegungswerkzeuge für die Strukturmodellierung zum Einsatz, der parametrische Entwurfsprozess cpacsMONA, der für globale Struktur- und Aeromodelle für aero-servoelastische Analysen eingesetzt wurde [2] [3], sowie das Framework lightworks für Strukturentwurf im Kontext von MDO-Prozessen [4].

3.2. Aerodynamische Lasten der Hochauftriebskonfiguration

Die durch Lasten im Reiseflug getriebene Flügelstrukturmasse bietet durch die Integration eines Lastabminderungssystems ein Gewichtseinsparpotential. Diese Integration bringt allerdings die Frage mit sich, ob nach Anpassung der Flügelstruktur diese noch den Belastungen durch Lasten im Hochauftriebsfall standhalten kann, oder ob eine hieraus notwendige zusätzliche Anpassung dem Einsparpotential entgegenwirkt. In In-Fly-Tec wurde dafür eine aerodynamische

Datenbasis für die vier XRF1-Hochauftriebskonfigurationen erzeugt. Anschließend wurden die aerodynamischen Eigenschaften der Konfigurationen analysiert und die für die Lastanalyse notwendigen zulassungsrelevanten Lastfälle abgeleitet. So wurden mit dem RANS-Strömungslöser TAU für 170 Manöver- und Böenlastfälle stationäre Lösungen an starren Geometrien erzeugt. In Abbildung 4 sind diese beispielhaft für die Konfiguration „Full“ dargestellt. Anschließend fand eine Kondensation der Luftkräfte zur Ermittlung der Schnittlasten innerhalb der Flügelstruktur von Use Case 0 und zur Analyse der Einzellasten an den Hochauftriebselementen statt.

Bei Betrachtung der Flügelschnittlasten wurden Überschreitungen der Reiseflugenveloppe durch die Hochauftriebslastfälle erkannt. Da die Berechnung der Hochauftriebslastfälle mit starrer Geometrie durchgeführt wurden ist im Realfall von einer Reduktion dieser Lastüberschreitungen auszugehen. Dennoch zeigt sich, dass je nach Flügelstruktur und Lastabminderungssystem eine nicht zu vernachlässigende Analyse der Hochauftriebslastfälle notwendig wird. In [5] sind die Arbeiten genauer ausgeführt.

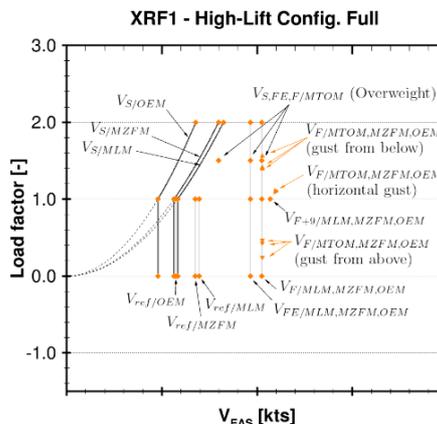


Abbildung 4: Lastfälle der XRF1-Hochauftriebskonfiguration „Full“

3.3. Auslegungsverfahren und Werkzeuge für den Reglerentwurf

Die Aktivitäten der Reglerentwurfsgruppe konzentrierten sich neben dem Entwurf einer Feedback-basierten Böenlastabminderung auch auf die Entwicklung einer Lidar-basierten Vorsteuerung zur aktiven Abminderung von durch Böen verursachten Strukturlasten für die im Projekt genutzte Langstreckenkonfiguration XRF-1, genauer für die Version Use Case 2. Dazu gehörte auch die umfangreiche Weiterentwicklung der im Rahmen der Reglerentwicklung bereits bestehen-

den Entwurfs-, Analyse- und Evaluationstools.

Der Modellierungsprozess VarLoads [6] stellte das benötigte Set an Linearmodellen für den Reglerentwurf bereit. Dieses repräsentiert die Eigen-dynamik des Flugzeugs in einem Bereich der Enveloppe, welcher im Rahmen einer zuvor durchgeführten Böenlastanalyse als kritisch identifizierte wurde. Insgesamt standen neun verschiedene Massenverteilungen, jeweils in Kombination mit drei verschiedenen Flughöhen, jeweils in Bezug zur Design-Speed V_C (siehe CS 25.335 in [7]) zur Verfügung. In Summe standen damit insgesamt 27 verschiedene State-Space-Modelle für den Entwurf der Reglerfunktionen bereit.

Die für den Entwurf der Reglerfunktionen zur Verfügung stehenden Linearmodelle sind hinsichtlich der implementierten Aero- und Struktur-dynamik verhältnismäßig detailliert modelliert und damit aus Gründen der Recheneffizienz sowohl für den eigentlichen Reglerentwurf als auch für die Evaluation der Performance unter Berücksichtigung vieler Lastfälle und Reglerkonfigurationen, insbesondere im Rahmen der Nutzung umfangreicher, realitätsnaher und nicht-linearer Simulink-Modelle, nur eingeschränkt direkt verwendbar.

Die Funktion für die Böenlastminderung mittels Vorsteuerung unter Nutzung der Lidar-Sensorik wurde mit Hilfe moderner Optimierungsmethoden aus dem Bereich der robusten Regelung direkt im diskreten Zeitbereich erzeugt. Um die Modelle für eine derartige Reglersynthese nutzen zu können, wurden Letztere einem mehrstufigen Modifikationsprozess unterzogen. Dieser sah eine Reduktion der In- und Outputs auf ein benötigtes Mindestmaß, eine Reduktion der Ordnung mittels diverser Methoden der Modellreduktion, eine Diskretisierung sowieso Erweiterung durch Hinzufügen von linearen Lidar-Systemeigenschaften [8] und linearen Aktuatordynamiken vor. Letztlich konnte ein semi-automatisierter Prozess zur Modellmodifikation nebst sich anschließender Reglersynthese etabliert werden. Der Reglerentwurfprozess konnte im weiteren Verlauf des Projekts durch eine zeiteffiziente und ausschließlich MATLAB-basierte Reglerevaluation erweitert werden. Diese führt eine Evaluation der Lastminderung für Böenlasten auf Basis der Regler-Design-Modelle und der vereinfachten Lidar-Sensorik durch. Dies erlaubte es, in weniger als einer halben Stunde einen ersten, aber umfassenden Einblick in die Performance des aktuellen Reglerentwurfs zu bekommen.

Eine derartige Evaluation berücksichtigt nichtlineare Effekte naturgemäß nicht. Um diese Einflüsse ebenfalls im Rahmen der Reglerevaluation berücksichtigen zu können, und darüber hinaus eine Umgebung zu erstellen, die es ermöglicht, mehrere Regler gleichzeitig im Verbund zu untersuchen, stand zu Anfang des Projekts auch die Entwicklung und Bereitstellung einer hybriden Multi-Raten-Simulationsumgebung [9] im Vordergrund. Die Simulationsumgebung stellte allen an der Reglerentwicklung beteiligten Partnern eine Plattform zur Verfügung, welche die Evaluation aller Reglerfunktionen in diversen Konfigurationen hinsichtlich ihres gemeinsamen Verhaltens ermöglicht. Die modulare Gestaltung der hybriden und in MATLAB®/Simulink® (sowie C++) realisierten Umgebung ermöglicht dabei die Aufnahme unterschiedlichster Reglerstrukturen mit diversen Abstrakten, welche sowohl als Feedforward- als auch als Feedback-Regler ausgeführt sein können. Des Weiteren beinhaltet die Umgebung neben den Reglerfunktionen und der aeroelastischen Flugzeugdynamik auch nichtlineare Aktuatordynamiken und die in ein Submodul integrierten, nichtlinearen und damit sehr realitätsnahen Fähigkeiten eines Lidar-Sensorsystems [10], inklusive dem zur Windschätzung benötigten Algorithmus (siehe nachfolgende Abbildung 5).

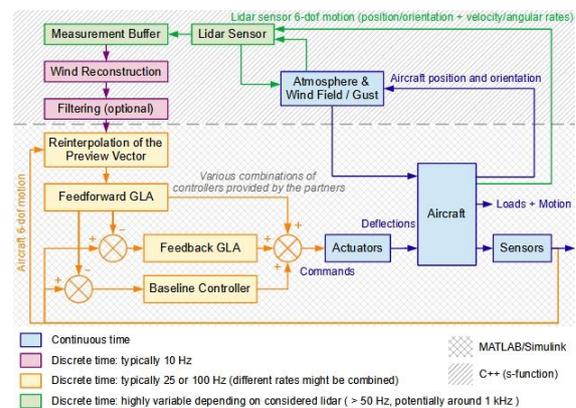


Abbildung 5: Schematische Darstellung der „hybriden Multi-Raten Simulationsumgebung“

Um auch bei der Nutzung der hybriden Simulationsumgebung eine zeiteffiziente Evaluation der Reglerperformance bei Böendurchflügen hinsichtlich aller zu untersuchenden Lastfällen sicherstellen zu können, ist in Ergänzung zum Modifikationsprozess für das Regler-Design-Modell ein weiterer Modellreduktionsprozess entwickelt und auf die Modelle erfolgreich angewendet worden.

Insgesamt wurde durch die Entwicklung und Bereitstellung der Simulationsumgebung nebst dazugehöriger Modellprozessierung ein Stand im

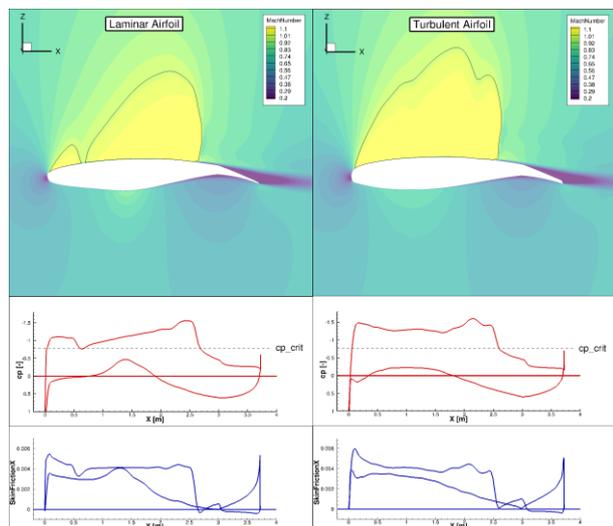
Bereich der Reglerentwicklung erreicht, der die gemeinsame Evaluation der von den Projektpartnern individuell entwickelten und zur Verfügung gestellten Funktionen zur Lastminderung ermöglichte.

4. Auslegung eines HLFC-Flügels

4.1. Einfluss der laminaren Strömung auf die aktive Lastreduktion

Eine laminare Druckverteilung weist gegenüber einer turbulenten eine völlig andere Charakteristik auf. Der negative Druckgradient, der im Laminarprofil für eine stromab-Verlagerung der Transition erforderlich ist, führt bei nahezu gleichem Auftriebsbeiwert zu einer Rückverlagerung des Stoßes. Lastkontrollmaßnahmen sehen den Einsatz von Hinterkantenklappen und Querrudern vor. Die induzierte Wölbungsmodifikation beeinflusst die Zirkulation und damit die Position und Stärke des Stoßes. Aufgabe ist es zu klären, ob der Einsatz der Lastkontrollmaßnahmen der Use Cases 1 und 2 (turbulent umströmtes Profil), appliziert auf den Use Case 3 mit Laminarprofil, ohne Einschränkungen möglich ist, oder ob nachteilige Effekte auftreten.

Zu diesem Zweck wurde der dynamische Ausschlag eines Querruders betrachtet. Die prinzipiellen dynamischen Effekte auf Druckverteilungen und Beiwerten können über ein angepasstes



Klappenausschlag bei max. Amplitude von 10°

Abbildung 6: Vergleich der Strömungsfelder, Druck- und Schubspannungsbeiwerte bei maximaler und minimaler Amplitude für $Ma_{3d}=0.87$ und einer Frequenz von 1Hz (uRANS-Verfahren)

2D-Problem mittels LFD (Linearized Frequency Domain) Verfahren und uRANS (unsteady Reynolds-Averaged-Navier-Stokes) Verfahren analysiert werden, siehe Abbildung 6.

Ergebnisse dieser Untersuchungen sind in Abbildung 7 dargestellt. Dort sind die Amplituden des Auftriebsbeiwertes gegenüber der Ausschlagfrequenz (in Hz, bzw. reduzierter Frequenz) der Klappe für beide Profile aufgetragen. Alle Beiwerte sind auf die Referenz bei Ausschlagwinkel von 0 Grad bezogen.

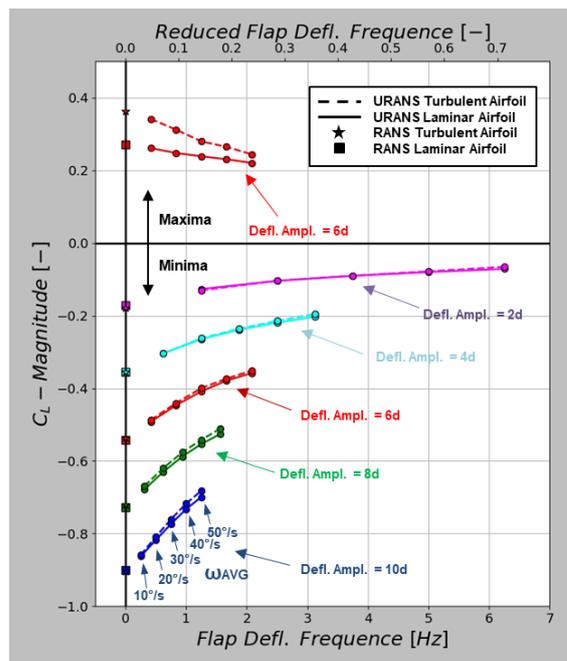


Abbildung 7: Amplitudenverschiebung im Vergleich zwischen Laminarprofil und turbulentem Profil bei $Ma_{3d}=0.83$ für unterschiedliche Amplituden und Frequenzen

Es ist zu erkennen, dass sich die Ergebnisse der aerodynamischen Wirksamkeit von turbulent umströmten und Laminarprofilen zwar im Detail unterscheiden, die Wirksamkeit der Lastkontrollmaßnahmen aber unabhängig von der Profilform in jedem Fall gegeben bleibt. Die Lastkontrollmaßnahmen der turbulenten Konfiguration sind also auf die HLFC-Konfiguration übertragbar.

4.2. Integration und Auslegung einer HLFC Kammerung mit Druckgradient

Die Integration von HLFC Kammer-Systemen [11] in ein Verkehrsflugzeug hat mehrere Fragen zu beantworten: Wie stark wird die Performance durch den Einbau eines solchen Systems beeinträchtigt und welches ist die optimale Konfiguration auf HLFC- und Systemebene?

Für einfache Kammer-Konzepte wird das Strömungsfeld der Absaug-Kammern unter Berücksichtigung spanntweiger Druckgradienten simuliert, um Einflüsse der Kammerströmung auf die Absaugung abzuschätzen. Für die Kammer-Auslegung sind dabei Verteilungen der Absaug-Geschwindigkeit entlang der Außenwand entscheidend.

Die Absaugung durch die poröse Wand wird durch eine analytische Beziehung zwischen dem Druckabfall über der Wand und der Absaug-Geschwindigkeit modelliert [12] und im Rahmen einer zusätzlich implementierten Randbedingung ein tangentialer Druckgradient entlang der Absaugwand hinzugefügt.

Nach 2D Simulationen mit Druckgradient zur Validierung, wurden auch 3D Kammer-Simulationen mit tangentialen Druckgradienten und vorgegebenem Kammerdruck betrachtet, so dass Wanddrücke entlang der Absaugfläche mit Messungen an einem vereinfachten Absaugkammer-Modell vergleichbar waren. Auf diese Weise ließen sich die CFD Simulationen experimentell validieren, nachdem für die höheren Absauggeschwindigkeiten in der Kammer ein turbulenter Ansatz sowie lineare und quadratische Terme für den Druckabfall über die Absaugwand gewählt wurden [13].

Die gemessenen Drücke (Abbildung 8) zeigen deutliche tangentiale Druckvariationen bei hohen Pumpendrehzahlen und eine gute Vergleichbarkeit von gemessenen und gerechneten Druckverlusten entlang der Kammer.

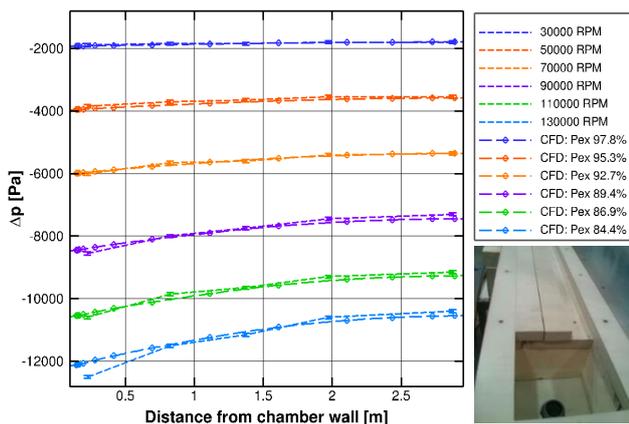


Abbildung 8: Modell einer Absaugkammer mit Verdünnungskörpern und Pumpenauslass

4.3. Erweiterung der Gültigkeit der LST zur Transitionsvorhersage

In dieser Arbeit werden erste Schritte einer Transitionsvorhersage mit linearer Stabilitätstheorie (LST), die auf nicht konische Randbedingung basiert, vorgestellt. Derzeitig werden meistens die für die LST benötigten Grenzschichtgrößen bestimmt, indem die Grenzschichtgleichungen mit der konischen Annahme gelöst werden. Mit der konischen Randbedingung vereinfachen sich die zugrundeliegenden Grenzschichtgleichungen, siehe [14]. Konische Randbedingung bedeutet, dass geometrisch ein bestimmter Schnitt des Flügels spanntweilig in beiden Richtungen konisch fortgesetzt wird. Ein Flügel, der perfekt konisch ist, erfüllt das Isobarenkonzept, d. h. die Isobaren folgen spanntweilig Prozentlinien konstanter Tiefe. In der Realität folgen aber die Isobaren eines Flügels, insbesondere dort, wo die 3D Einflüsse groß sind, z. B. in der Nähe des Rumpfes oder am Randbogen, nicht dem Isobarenkonzept. Motivation für eine Erweiterung auf nicht konische Randbedingungen ist, dass die konische Randbedingung nur auf bestimmte Bereiche des Flugzeugs anwendbar ist. Bei der Erweiterung wird ein Ansatz verfolgt, mit dem Grenzschichtgrößen aus der Kenntnis der Druckverteilung auf der Oberfläche bestimmt werden können. Dadurch wird eine numerisch effiziente Bestimmung ermöglicht, welche eine rechenintensive direkte Bestimmung der Grenzschichtgrößen aus RANS-Rechnungen [15] vermeidet.

Der erste Schritt zur Bestimmung von nicht-konischen Grenzschichtgrößen ist die Bestimmung der Geschwindigkeiten am Grenzschichttrand. Die mathematische Grundlage und numerische Implementierung sind in [16] beschrieben. Hier wird die von einem der Autoren (Thomas Streit) hergeleitete Gleichung (1) vorgestellt, die es ermöglicht, die Geschwindigkeiten am Grenzschichttrand im nicht konischen Fall zu bestimmen. Die Gleichung lautet:

$$\frac{\partial}{\partial \xi_1}(u_2) = \frac{1}{h_2} \left[\pm \left(\frac{\partial}{\partial \xi_2} h_1 \right) \sqrt{q^2 - u_2^2} - u_2 \frac{\partial}{\partial \xi_1}(h_2) \right] \quad (1)$$

Hierbei sind (ξ_1, ξ_2) die Koordinaten auf einem krummlinigen orthogonalen Koordinatensystem (ξ_1, ξ_2) auf der Flügeloberfläche, siehe Abbildung 9. Die Koordinate ξ_2 läuft entlang der Isobaren und die Koordinate auf Kurven ξ_1 senkrecht dazu. u_1 und u_2 sind die Geschwindigkeitskomponenten in ξ_1 -, ξ_2 -Richtung. Die Gesamt-

geschwindigkeit $q = \sqrt{u_1^2 + u_2^2}$ kann aus der Druckverteilung C_p bestimmt werden. Der erste Schritt zur Lösung der Differentialgleichung ist die Bestimmung des krummlinigen orthogonalen Koordinatensystems (ξ_1, ξ_2) , siehe [16]. Die Terme h_1, h_2 , sind die Metrik-Terme des krummlinigen orthogonalen Koordinatensystems [17]. Im Fall von konischen Randbedingungen können h_1, h_2 und deren Ableitungen $\frac{\partial}{\partial \xi_1}(h_2), \frac{\partial}{\partial \xi_2}(h_1)$ analytisch bestimmt werden. Im allgemeinen nicht-konischen Fall müssen $h_1, h_2, \frac{\partial}{\partial \xi_1}(h_2), \frac{\partial}{\partial \xi_2}(h_1)$ numerisch bestimmt werden [16].

Die Differentialgleichung (1) hat den Vorteil, dass sie eine in den Geschwindigkeitskomponenten entkoppelte DGL 1. Ordnung ist. Numerisch kann sie mit einem Runge Kutta Verfahren 4. Ordnung gelöst werden, siehe [16]. Um die Gleichung (1) herzuleiten, wurde $\frac{\partial}{\partial \xi_2}(u_1) = 0$ angenommen.

Diese Annahme bedeutet, dass die Geschwindigkeit senkrecht zu den Isobaren sich in Isobaren-Richtung nicht verändert.

Abbildung 9 zeigt oben die Druckverteilung auf der Oberseite des inneren JTI-Flügels. Der JTI-Flügel ist ein DLR-Entwurf eines rückwärts gepfeilten NLF Flügels [18]. Die schwarzen Linien sind Isobaren. An drei Stationen $k=13, k=17$ und $k=33$ werden Konturen senkrecht zu den Isobaren (ξ_1 -Linie) in rot gezeigt, in grün werden die entsprechenden ξ_2 -Linien gezeigt, wenn angenommen wird, dass an den gewählten Stationen die Strömung konisch ist. Besonders im Rumpfnähe unterscheiden sich die konischen und nicht konischen ξ_1 -Linien. Abbildung 9, unten, zeigt den Vergleich von C_p, u_1 und u_2 entlang der ξ_1 -Linien für Station $k=13$. u_1 und u_2 werden mit der konischen und mit der nicht konischen DGL bestimmt. Besonders die Ergebnisse von u_2 weisen Unterschiede auf. In den kartesischen Koordinaten ergeben sich dadurch hauptsächlich Unterschiede in der Geschwindigkeitskomponente in spannenweitischer Richtung. Erwartungsgemäß führt der Vergleich für Station $k=33$, weiter außen im Flügel, zu geringeren Unterschieden zwischen den Geschwindigkeiten, so dass dort die konische Annahme berechtigt ist. Bei den nächsten Schritten, mit dem Ziel eine nicht rechenintensive, nicht-konische Transitionsvorhersage mit LST zu erarbeiten, sollte das nicht-konische Geschwindigkeitsfeld am Grenzschichttrand benutzt werden,

um die Grenzschichtgrößen zu bestimmen, so dass eine Stabilitätsanalyse erfolgen kann.

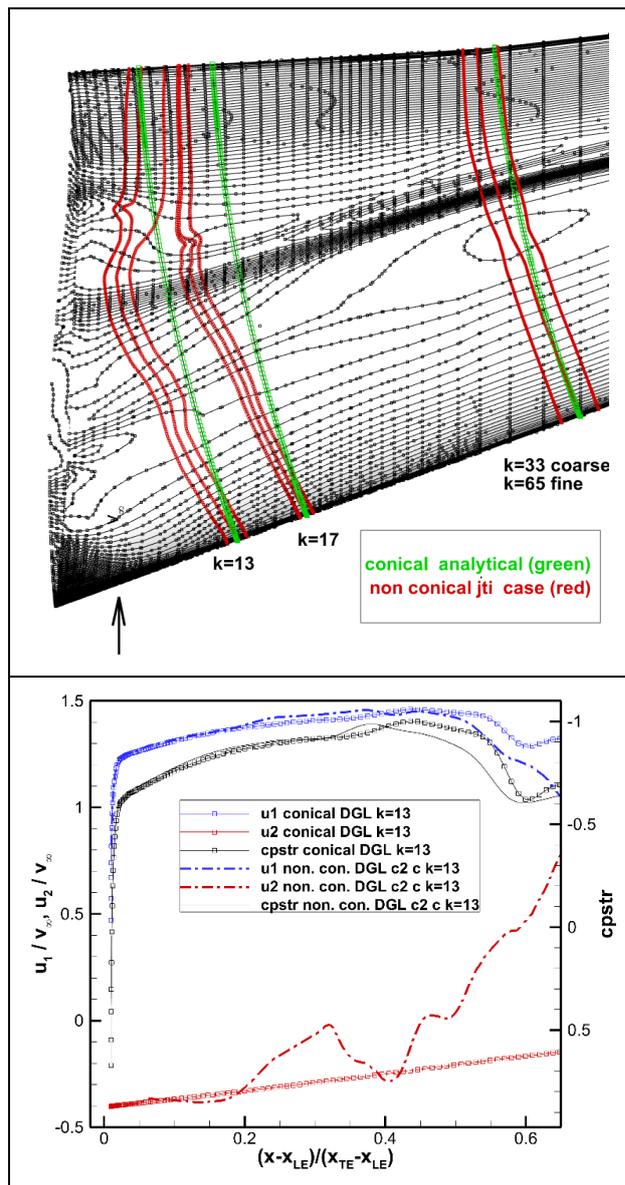


Abbildung 9: Obere Seite: DLR JTI NLF Flügel, Isobaren (ξ_2 -Linien) und ξ_1 -Linien senkrecht dazu. Untere Seite: Vergleich konische und nicht-konische Geschwindigkeiten am Grenzschichttrand.

4.4. Verbesserte Widerstandsvorhersage für HLFC Applikationen

Hybridlaminarhaltung (HLFC) bezeichnet die Stabilisierung laminarer Grenzschichten durch gezieltes lokales Grenzschichtabsaugen sowie durch die Steuerung der Druckverteilung über die Formgebung des Flügels. Die möglichst genaue Berechnung des Widerstands ist dabei essentiell für die Vorhersage des Potentials dieser Technologie für die Reduktion des Treibstoff-

verbrauchs von Flugzeugen.

Bislang wurde die Grenzschichtabsaugung bei der Entwicklung von HLFC Systemen ausschließlich im Rahmen der Transitionsvorhersage berücksichtigt. Für eine exakte Widerstandsbestimmung ist es erforderlich, auch im Rahmen der Strömungssimulationen mit RANS-Verfahren die Grenzschichtabsaugung in die Modellbildung mit einzubeziehen und ihren Einfluss auf Grenzschichtentwicklung und Gesamtwiderstand zu quantifizieren. Zentraler Bestandteil der Arbeiten in In-Fly-Tec war die Erweiterung des TAU Transitionsmoduls für HLFC Anwendungen. Des Weiteren erfolgte die Entwicklung von geeigneten Randbedingungen für den DLR TAU-Code welche eine Grenzschichtabsaugung für HLFC Anwendungen ermöglichen. Darüber hinaus wurden Abbildungsmethoden zu entwickeln, mit denen sich gegebene Absauggeschwindigkeiten bzw. Parameter des Absaugsystems den Netzpunkten eines 3D-Oberflächennetzes zuordnen lassen.

Die Qualität der Widerstandsvorhersage konnte mit diesen Maßnahmen wesentlich verbessert werden.

5. Analyse und Bewertung am Gesamtflugzeug

Für die Untersuchungen der Gesamtkonfigurationen wurden Modelle des Use Case 1, des Use Case 2 (In-Fly-Tec - Steuerflächen-Layout) und des Use Case 3 (HLFC) optimiert und analysiert. Weiterhin wurde die Wirksamkeit der Böenlastregler betrachtet.

5.1. Einfluss passiver Lastabminderungsmaßnahmen auf die Strukturmasse

Zunächst wurde der Einfluss von dynamischer Böenlastabminderung (gust load alleviation, GLA), sowie des Aeroelastic Tailorings auf die Flügelstrukturmasse untersucht. Zwei Use Cases wurden dabei herangezogen, der erste mit statischer, der zweite mit dynamischer GLA. Die Struktur beider Use Cases basieren auf der XRF1-Konfiguration. Bei dem zweiten Fall wurden zusätzlich die Richtungen der Laminat-Hauptsteifigkeit im Mittelteil des Flügels gedreht, um so den Einfluss des Aeroelastic Tailorings auf die Strukturmasse zu identifizieren. Es wurden fünf diskrete Tailoring-Winkel untersucht, -2.5°, 0°, 2.5°, 5° und 10°, wobei der Wert von 0° der Struktur des ersten Use Cases entspricht.

Es wurde eine Optimierungsschleife aufgesetzt, in der zunächst Lasten berechnet werden. Im zweiten Schritt wurden diese Lasten für eine Strukturoptimierung der XRF1-Konfiguration verwendet und die resultierenden optimalen Steifigkeiten wiederum für eine erneute Lastanalyse genutzt. Dieser Prozess wurde für jeden der fünf Winkel so lange iteriert, bis eine Massenkonzugenz erreicht wurde.

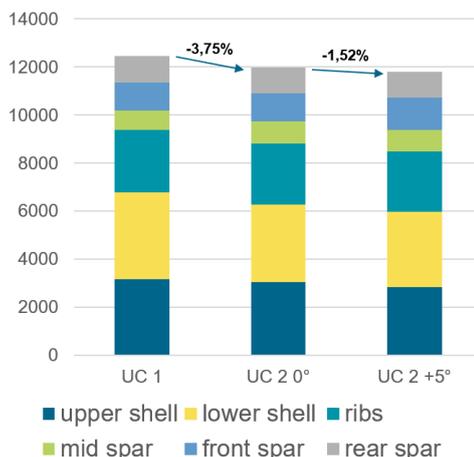


Abbildung 10: Einfluss der dynamischen gust load alleviation (UC 2 0°) und des Aeroelastic Tailorings (UC 2 +5°) auf die Flügelstrukturmasse, aufgeteilt in Flügelkomponenten

Den Einfluss der dynamischen GLA und des Aeroelastic Tailorings auf die Flügelstrukturmasse sind in Abbildung 10 dargestellt. Der Effekt der dynamischen GLA konnte durch den Vergleich des ersten und des zweiten Use Cases mit 0°-Rotation gezeigt werden. Durch die dynamische GLA konnte eine Reduzierung der Masse um 3,75% erreicht werden.

Die durch die Optimierungsschleife resultierenden Massen der einzelnen Tailoring-Winkel sind in Abbildung 11 dargestellt.

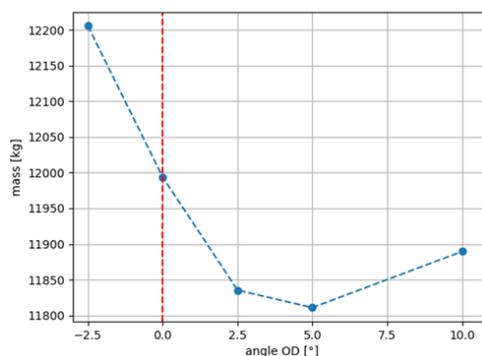


Abbildung 11: Einfluss des Aeroelastic Tailorings auf die Flügelstrukturmasse

Bei der Untersuchung des Aeroelastic Tailorings konnte gezeigt werden, dass ein Massenminimum bei der 5°-Rotation erreicht werden konnte. Durch Abminderung der Lasten durch das Aeroelastic Tailoring konnte die Masse im Vergleich zur Konfiguration ohne Rotation der Hauptsteifigkeitsrichtung um weitere 1,52% gesenkt werden. Eine stärkere Drehung resultierte jedoch in einem negativen Effekt, bei dem der Vorderholm starke Belastungen erfahren hat, was durch Aufdickung des Vorderholmes und somit zu einer höheren Masse führte.

5.2. Einfluss des Einsatzes von HLFC auf Auslegung und Masse der Flügelstruktur

Für die HLFC-Konfiguration (Use Case 3) wurden die Profilschnitte aus dem aerodynamischen Entwurf sowie angepasste Holmpositionen aus dem HLFC-Entwurf extrahiert. Diese Schnitte wurden zur Generierung des Flügelkastens beim Aufbau des Finite-Element-Modells der Flügelstruktur der HLFC-Konfiguration verwendet. Ebenso wurden für die Lastanalyse eine Aerodynamikkorrektur, basierend auf den Profilschnitten, erstellt. Eine erste Optimierung der Flügelstruktur von Use Case 3 wurde durchgeführt.

Im Einzelnen waren folgende Anpassungen an den Use Case 3 erforderlich: Zunächst mussten die Profile zwischen Triebwerk und Flügelspitze (Standardprofil gegen Laminarprofil) ausgetauscht werden. Die geänderten Profilgeometrien machten eine Verschiebung des vorderen Holms auf 20% am Triebwerk sowie 33% an der Flügelspitze notwendig. Der modifizierte Flügelkasten ist in Abbildung 12 dargestellt. Die Twistverteilung (Einstellwinkel) des Flügels wurde angepasst, um die Auftriebsverteilung möglichst ähnlich zu Use Case 0 zu halten. Anschließend wurden die zusätzlichen Systemmassen für das HLFC-System ermittelt (z. B. Titanhaut, Kompressoren, Krügerklappen...). Die durchgeführten Änderungen erforderten eine Neugenerierung des FE-Modells des Flügelkastens, in welches dann auch die Systemmassen integriert wurden. Abschließend wurden eine erneute Lastanalyse und die anschließenden Strukturoptimierung durchgeführt.

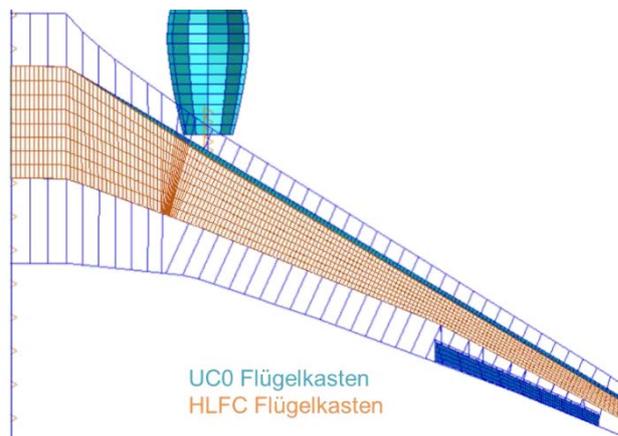


Abbildung 12: Vergleich des Flügelkastens von Referenzkonfiguration (Use Case 0) und HLFC-Konfiguration (Use Case 3)

Für bessere Vergleichbarkeit wurden die Kraftstoffmassen von Use Case 0 übernommen. Die geänderte Profilgeometrie mit der Verschiebung der Holmpositionen führt zu einer Reduktion der Strukturmasse um 143 kg. In der Analyse zeigte sich, dass die kleinere Tiefe des Flügelkastens zu einer leicht sinkenden Torsionssteifigkeit führt, allerdings war keine nennenswerte Reduktion der Ruderwirksamkeit zu erkennen.

Die zusätzliche Systemmassen für den Use Case 3 wurden mit folgenden Werten angenommen

- Titanhaut: +93.6 kg pro Flügelhälfte
- Kompressoren: +140 kg pro Flügelhälfte
- Krügerklappen statt Slats mit Torenbeek-Formeln, kleinere Spannweite der Krügerklappen, mehr Flap Tracks...: +78 kg pro Flügelhälfte

und führten zu einem Gesamtgewicht von ca. 623 kg (Tip to Tip).

Resultierend lässt sich sagen, dass für das betrachtete Beispiel die operationelle Leermasse der HLFC-Konfiguration etwa 480 kg (und damit um 0.37%) über der Masse der Use Case 0 – Konfiguration liegt. Dieses resultiert aus der Verringerung der Strukturmasse um 143 kg und der zusätzliche Systemmasse von 623 kg. Eine ausführliche Darstellung der Ergebnisse findet sich in [19].

5.3. Wirksamkeit der Lastregler

Der mit Hilfe robuster Regelungsmethoden optimierte Feedforward-Controller ergab sich final als ein System niedriger Ordnung. Verarbeitet werden vom Regler ausschließlich Windinformationen, die seitens der Windschätzung (bzw. eines Windschätzalgorithmus) frühzeitig bereitgestellt werden. Durch die Abtastung per Laser der sich vor dem Flugzeug befindlichen Atmosphäre stehen die Informationen über die böeninduzierten Windgeschwindigkeiten bereits über eine halbe Sekunde vor dem eigentlichen Auftreffen der Böe (auf die Flugzeugnase) zur Verfügung. Die frühzeitige Kenntnis über die zu erwartenden Störungen ermöglicht es dem Regler, präventive Kommandos für die Steuerflächen zu generieren. Letztlich wird dadurch ein Manöver eingeleitet, welches zu einer Trajektorienänderung des Flugzeugs führt. Das Flugzeug wird auf den anstehenden Böenimpact vorbereitet, indem die zu erwartende Anstellwinkeländerung (mit einhergehender Änderung der Auftriebsverteilung am Flügel) im Vorfeld teilkompensiert wird.

Um eine aussagekräftige Einschätzung der Performance jeder individuellen bzw. im Projekt betrachteten Reglerkonfiguration zu erhalten, musste eine repräsentative Auswahl an Lastfällen bei der Evaluation Berücksichtigung finden. Die Evaluation der Lastminderungsperformance wurde im Rahmen des Reglerentwurfsprozesses insgesamt auf Basis von 1080 Lastfällen durchgeführt. Die 27 zur Verfügung stehenden Flugzeug-Modelle wurden jeweils an insgesamt 40 Böenfällen erprobt. Bei den Simulationen variierte die Böenlänge in 20 diskreten Schritten zwischen 9 m und 107 m. Jede Böe lag dabei getrennt sowohl als upwards-Böe sowie als downwards-Böe vor.

Im Fokus des Projekts stand vorrangig die Verbesserung des Lastverhaltens am Tragflügel (speziell des Biegemomentenverlaufs), und bei diesem insbesondere die Reduktion des Momentenwerts an der Flügelwurzel.

Aus Untersuchungen des Vorgängerprojekts Con.Move war bekannt, dass bei der XRF-1 insbesondere Lastfälle mit größeren Böenlängen in der Flügelkonfiguration „Clean“ die Maximallasten an der Flügelwurzel bzgl. des Biegemoments erzeugen und damit an dieser Stelle bzgl. der Struktur dimensionierend wirken.

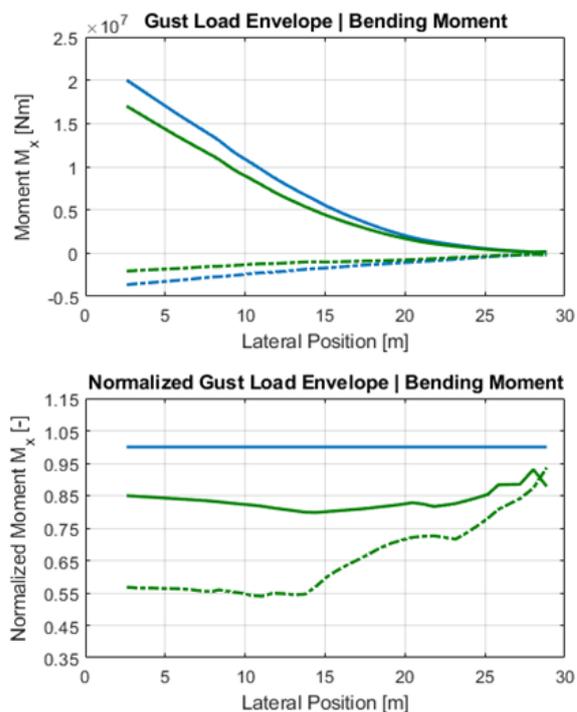


Abbildung 13: Absoluter und normalisierter Biegemomentenverlauf am rechten Tragflügel. Vergleich zwischen ungeregeltem Fall (blau) und dem Lidar-basierten Feedforward-Fall (grün). Durchgehende Linie: Positive Drehrichtung, gestrichelte Linie: negative Drehrichtung

Der Lidar-basierte Böenlastregler erreicht an der Flügelwurzel im Biegemoment eine Reduktion des betragsmäßigen Maximalwerts von über 15 %. Über die Spannweite nimmt dieser Wert auf bis ca. 20 % zu. An keiner Stelle wird das Biegemoment erhöht, das gilt sowohl in positiver wie negativer Drehrichtung. Hinsichtlich des Torsionsmoments sind im ungeregelten Fall Momente in negativer Drehrichtung über die gesamte Halbspannweite im Betrag dominierend. An der Flügelwurzel wird das betragsmäßig größere negative Moment wie auch das maximal in positiver Richtung wirkende Torsionsmoment abgesenkt. Zwischen Triebwerksaufhängung (bei ca. 8 Metern Spannweite) und Ailerons (bei ca. 20 Metern Spannweite) erhöht sich das Torsionsmoment in beide Drehrichtungen um bis zu gut 10 %. Das ist erwartungsgemäß auf die Nutzung der an der Hinterkante platzierten Querruder, der damit einhergehende Veränderung der Auftriebsverteilung und der damit zusammenhängenden Verdrehung des Flügels gegenüber der ungeregelten Konfiguration zu erwarten gewesen. Durch die im geregelten Fall durch den Regler bedingte Einleitung eines Nickmanövers und die dann folgende Vorkompensation der zu erwartenden Änderung des Anstellwinkels fällt

die durch die Böe verursachte Auftriebsänderung über die gesamte Halbspannweite geringer aus.

Abschließend wurden alle GLA-Regler, die im Projekt entwickelt wurden, mittels der hybriden Multi-Raten Simulationsumgebung evaluiert. Dazu gehörten vom DLR der beschriebene Lidar-basierten Feedforward GLA-Regler sowie ein reiner Feedback-basierter GLA-Regler. Darüber hinaus wurde ein weiterer Regler seitens des Lehrstuhls für Systemtheorie und Regelungstechnik der Otto von Guericke Universität Magdeburg zur Böenlastminderung entwickelt. Letzterer wurde als sogenannter MPC-Regler ausgeführt, der u.a. ebenfalls die vom Lidar-Sensor gelieferten Messsignale und die sich daraus ergebenden Windschätzungen nutzt. Ergänzend dazu wurde noch die parallele Simulation von zwei Reglern (Lidar-basierter Feedforward-GLA-Regler und Feedback-GLA-Regler), welche beide voneinander unabhängig entwickelt wurden, durchgeführt.

6. Sythese

Im Projekt wurden die parametrische Modellierung und die Optimierungsverfahren für Flügel erweitert. Parallel wurden die Verfahren zur Last- und Dynamik-Analyse verbessert. Die Qualität der Ergebnisse erhöhte sich durch die Integration der Lasten aus Hochauftrieb in die Lastanalyse und -bewertung. Als passive Maßnahmen zur Gesichtsreduktion wurden Strukturoptimierung inklusive des Aeroelastic Tailoring betrachtet. Als aktive Maßnahmen zur Lastreduktion wurden Regelungskonzepte wie Feedback-Regelung, LIDAR-basierte Regelung und Kombinationen dieser Ansätze untersucht. Eine umfassende vergleichende Betrachtung mit Bewertung des Potentials für eine Reduktion der Strukturmassen durch diese Lastabminderungsmaßnahmen wurde durchgeführt und dokumentiert.

Für die HLFC-Konfiguration zeigte die Analyse von Laminarprofilen bei turbulenter Umströmung keine Einschränkung der Klappenwirksamkeiten. Die Lastkontrollmaßnahmen der turbulenten Konfiguration sind auf die HLFC-Konfiguration übertragbar. Das Verständnis der physikalischen Grundlagen für die HLFC-Kammerströmung wurden deutlich erweitert. Aspekte dabei sind die numerische Simulation und Validierung kammerfreier Absaugsysteme mit spannungsgleich langgezogenen Kammern und die

Analyse des Einflusses spannungsgleicher Druckgradienten auf die Kammerströmung und die Absauggeschwindigkeiten. Ebenso wurde die Numerische Modellbildung verbessert, für die Erstellung eines schnellen numerischen Verfahrens zur Transitionsvorhersage in nicht-konischen Grenzschichten, für die automatisierte, iterative Transitionsvorhersage für HLFC-Konfigurationen mit dem DLR TAU Code für relevante Instabilitäten, sowie für eine verbesserte Widerstandsvorhersage durch konsistente Berücksichtigung von Grenzschichtabsaugung in Transitionsvorhersage und CFD-Verfahren. Insgesamt wurde die HLFC-Simulationsfähigkeit mit TAU hergestellt und bestehender Prozesse durch Automatisierung rationalisiert.

FÖRDERUNG

Das Projekt In-Fly-Tec wurde gefördert durch:



**Bundesministerium
für Wirtschaft
und Klimaschutz**

aufgrund eines Beschlusses des Deutschen Bundestags.

REFERENZEN

- [1] O. Bertram (2020): Nekon - Neue Entwurfsmethoden zukünftiger Steuerflächenkonzepte (im LuFo V.2 Con.Move-Verbundprojekt). Projektbericht. DLR-IB-FT-BS-2020-232.
- [2] T. Klimmek et. al. (2020): High-Fidelity Based MDO: A Closer Look at the Selected Sub-Processes Overall Aircraft Design Synthesis, Loads Analysis, and Structural Optimization. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 01.-03. Sep. 2020.
- [3] M. Schulze et. al. (2020): cpacs-MONA – Aeroelastic Structural Design Process for Multi-Fidelity Multidisciplinary Design Optimization Approaches. AVIATION 2020, Reno, 15.-19.06.2020.
- [4] S. Dähne, E. Werthen, D. Zerbst: Lightworks, a scientific research framework for optimisation of composite stiffened panel structures. Journal of Structural and Multidisciplinary Optimization. Eingereicht Oktober 2023.

- [5] S. Pülm, V. Handojo, R. Seidler (2022): XRF1 High-Lift Load Analysis of Wing and High-Lift System. ICAS 2022, 4-9. Sept. 2022, Stockholm.
- [6] T. Kier, J. Hofstee (2004): VARLOADS - Eine Simulationsumgebung zur Lastenberechnung eines voll flexiblen, freifliegenden Flugzeugs. In: Jahrbuch 2004, I & II. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Dresden, 20.-23. September 2004. ISBN 0700-4083.
- [7] European Union Aviation Safety Agency (EASA). Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes (CS-25) – Amendment 27, Nov.24, 2021
- [8] D. Cavaliere, N. Fezans, D. Kiehn (2022): Method to account for estimator-induced previewed information losses – application to synthesis of lidar-based gust load alleviation functions. CEAS EuroGNC 2022 – Conference on Guidance, Navigation and Control, Berlin, Germany, May 3.-5., 2022.
- [9] C. Wallace, S. Schulz, N. Fezans, T. Kier, G. Weber (2022): Evaluation environment for cascaded and partly decentralized multi-rate load alleviation controllers. 33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS), Stockholm, Sweden, Sep. 4.-9., 2022.
- [10] D. Kiehn, N. Fezans, P. Vrancken, C. Deiler (2022): Parameter analysis of a doppler lidar sensor for gust detection and load alleviation. International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD), Madrid, Spain, Jun. 13.-17., 2022.
- [11] H. Lüdeke (2022): Simulation of Suction Chambers with Variable Pressure Distribution for HLFC Applications. STAB 2022, Berlin, Germany
- [12] Th. Streit, M. Kruse, Th. Kilian, H. v. Geyr, I. Petropoulos (2022): Aerodynamic Design and Analysis of HLFC Wings within the European Project HLFC-Win, ICAS Conference, Stockholm, 4-9. Sept. 2022
- [13] T. Kilian, A. Bismark, H. Lüdeke et. al. (2021): The influence of high spanwise chamber extent on HLFC performance. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 2021, Bremen, Germany.
- [14] K. Kaups, T. Cebeci (1977): Compressible Laminar Boundary Layer with Suction on Swept and Tapered Wings, Journal of Aircraft, Vol. 14, No. 7, July 1977.
- [15] N. Kimmelbein, A. Krummbein (2013): Industrialization of the Automatic Transition Prediction in the DLR TAU Code, Notes on Numerical Fluids Mechanics and Multidisciplinary Design, book series (NNFM, volume 123), Computational Flight Testing, pp. 89-98, 2013.
- [16] W.R. Krüger (2023): Aktive und passive Lastreduktion zur Auslegung gewichtsoptimierter Flügelstrukturen (In-Fly-Tec / APLAUS): Schlussbericht, DLR-IB-AE-GO-2023-40, 2023.
- [17] Batchelor G.K. (1967): An Introduction to Fluid Dynamics, Cambridge University Press, first published 1967.
- [18] T. Streit, S. Wedler, M. Kruse (2015): DLR natural and hybrid transonic laminar wing design incorporating new methodologies, Aeronautical J, 2015, 119, (1221), pp 1303-1326.
- [19] V. Handojo, T. Klimmek, T. Streit (2022): Loads Analysis and Structural Optimization of a Long Range Transport Configuration with Hybrid Laminar Flow Control. ICAS 2022, 4-9. Sept. 2022, Stockholm.
- [20] N. Kimmelbein (2021): Transition prediction method for three-dimensional flows using linear stability theory. Dissertation DLR, 2021.
- [21] I. Petropoulos, Th. Streit, Th. Kilian, M. Kruse, M. (2022): Numerical aerodynamic performance assessment of HLFC wing configurations using far-field drag analysis. 56th 3AF International Conference on Applied Aerodynamics, 28 – 30 March 2022, Toulouse – France
- [22] M. Kruse (2022): Impact of Boundary Layer Suction on the Prediction of Drag and Transition for Transport Aircraft with Hybrid Laminar Flow Control. ECCOMAS 2022, 05-09 June 2022, Oslo, Norway.