STRUKTURMODELLIERUNG UND LASTANALYSEN EINES MITTELSTRECKENFLUGZEUGS IM PROJEKT ALEGRO

W.R. Krüger, T. Klimmek, J. Bustamante

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Institut für Aeroelastik, Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen, Deutschland

ZUSAMMENFASSUNG

Dieser Artikel beschreibt die Arbeiten, die vom DLR im Rahmen des Verbundvorhabens ALEGRO im nationalen Luftfahrtforschungsprogramm durchgeführt wurden.

Die disziplinübergreifenden Arbeitsinhalte umfassen die Erweiterung der Modellbildung um bessere Massenmodelle und für strukturelle Komponenten wie z. B. die Center Section, sowie eine Evaluierung der Nutzung von CFD/ CSM-Simulationen im Lastanalyseprozess. Die Entwicklungen des Projekts fließen in einen integrierten Lastanalyse- und Strukturentwurfsprozess ein und wurden in diesem Rahmen an dem Entwurf einer industrienahem Referenzkonfiguration verifiziert. Durch die enge Verzahnung von Lasten- und Entwurfsprozess zielen die Weiterentwicklungen im Projekt neben der Verbesserung der eigentlichen Lastanalyse auch auf eine Verkürzung des gesamten Entwurfsprozesses.

1. Hintergrund

Im Lufo V-3-Projekt ALEGRO arbeiteten die Partner Airbus, DLR, TU Braunschweig und IBK Innovations an der Weiterentwicklung von Verfahren zur Lastanalyse im Entwurf von Verkehrsflugzeugen.

Für die Auslegung und Zulassung eines Flugzeugs müssen für die Bestimmung der dimensionierenden Lasten viele, oft tausende einzelne Analysen durchgeführt werden. Zu diesem Zweck ist der Einsatz von Verfahren erforderlich, die ausreichende physikalische Genauigkeit bei schnellen Rechenzeiten gewährleisten. Daher kommen standardmäßig oft Verfahren zum Einsatz, die auf potentialtheoretischen Aerodynamik-Verfahren sowie reduzierten strukturdynamischen Modellen beruhen. Um die für Transportflugzeuge relevanten transsonischen Effekte zu berücksichtigen, werden die potentialtheoretischen Verfahren mit Daten aus Windkanalversuchen oder CFD-Rechnungen korrigiert. Aus den Simulationen werden globale Lasten gewonnen, die spannweitig oder in Beobachtungspunkten bewertet und dann in eigenen Prozessen in lokale Lasten für Komponenten transformiert werden. Einen Überblick über den Lastenprozess, entsprechende Literatur und ausgewählte Arbeiten des DLR in diesem Bereich findet sich in [1].

Auf der anderen Seite ist es heute möglich, mit CFD-Verfahren die aerodynamischen Kräfte im gesamten Flugbereich eines Transportflugzeugs mit hoher Genauigkeit zu bestimmen. Finite-Element-Modelle erlauben eine genaue lokale Auflösung der Struktur. Gekoppelt mit flugmechanischen Gleichungen und einer Abbildung der Flugregelung lassen sich so bei Vorhandensein entsprechender Rechenkapazitäten Lasten bei einzelne Flugpunkte hoch aufgelöst bestimmen.

Es liegt somit das Bestreben nahe, die gesamte Lastenveloppe mit hoch aufgelösten Verfahren, ohne physikalische Annahmen in den Ansätzen, zu berechnen. Die Arbeiten in ALEGRO dienen einerseits der Verbesserung des aktuellen Lastanalyseprozesses, andererseits soll auch die Nutzung hoch aufgelösten Verfahren im Lastenprozess bewertet und erweitert werden.

Zu diesem Zweck werden in diesem Artikel einzelne Themen vorgestellt, an denen das DLR in ALEGRO gearbeitet hat, und deren Anwendung anhand des Entwurfs der D2AE-Konfiguration evaluiert werden:

- Modellbildung dynamischer Modelle
  - Verbesserte Modellierung des Flügel-Rumpf-Übergangs,
  - Verbesserte Massenmodelle für die Lastanalyse,
- Studie zur Nutzung von CFD in der Lastanalyse.

Weiterhin wurden im Projekt Untersuchungen zu Modellierungsansätzen aeroelastischer Modelle

©2022
doi: 10.25967/570415

für die Kondensation auf Lastreferenzachsen durchführt, es wurde ein Konzept für eine Turbulenzlastanalyse basierend auf CFD-Berechnungen und reduzierten nichtlinearen Modellen mithilfe von Volterra-Reihen entwickelt, und schließlich ein Ansatz für die Auslegung von Böenreglern mithilfe von Dynamic Control Allocation entwickelt. Dieser Entwicklungen werden in diesem Artikel nicht im Detail vorgestellt, in Kapitel 4 werden aber die entsprechenden Literaturhinweise gegeben.

Beim DLR wurden die neu entwickelten Funktionalitäten an dem Entwurf einer Referenzkonfiguration demonstriert und evaluiert. Bei der Konfiguration handelt es sich um die so genannte DLR-D2AE-Konfiguration, siehe Abbildung 1.

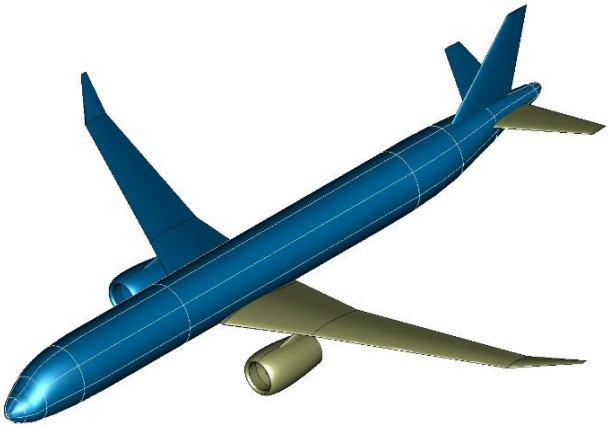

Abbildung 1: D2AE-Konfiguration des DLR

Diese Konfiguration orientiert sich u. a. an den frei verfügbaren Airbus-Entwürfen für ein wasserstoffgetriebenes, ZEROe genanntes Konzept, siehe Abbildung 2 aus [2] und [3]. Die DLR-D2AE-Konfiguration wird in [4] näher beschrieben.

Für den Entwurf wurde der im DLR Institut für Aeroelastik entwickelte parametrische Entwurfsprozess MONA, erweitert um eine Schnittstelle zum Datenformat CPACS [5], genutzt (cpacs-MONA, siehe [6]). Dieser Prozess wird in zahlreichen Projekten zum Flugzeugentwurf eingesetzt, sowohl für spezielle Entwürfe und Entwurfsstudien, siehe [7] und [8], wie auch in Prozessen zur multidisziplinären Optimierung, MDO [9]. Der Prozessablauf von cpacs-MONA ist in Abbildung 3 dargestellt.

Abbildung 2: Airbus H2-Konfiguration (Quelle: Airbus-Pressemitteilungen)

Basis des Entwurfs ist eine Datenbasis des Flugzeugs im CPACS-Format. Dieses Format wird in zahlreichen DLR-Arbeiten genutzt. Der D2AE-Datensatz basiert auf den Daten der DLR-D150-Konfiguration, eines DLR-Entwurfs in A320-Größe (vgl. [1]), mit Modifikationen der spezifischen Merkmale der D2AE (z. B. verlängerter

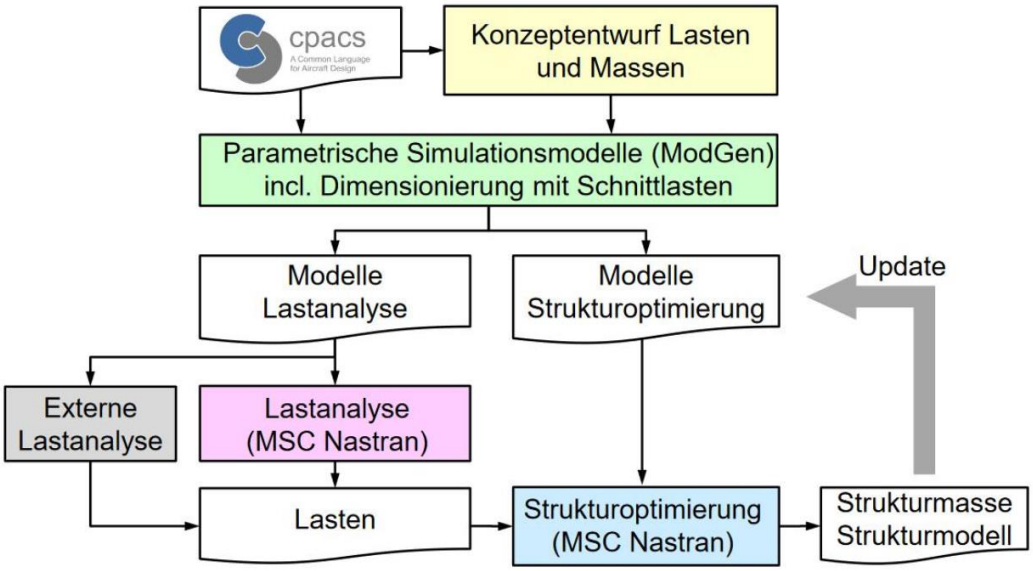

Abbildung 3: Entwurfsprozess cpacs-MONA

©2022

Flügel mit höherer Pfeilung im Außenbereich, längerer Rumpf, höhere Abflugmasse).

Aus den CPACS-Daten wird mit dem Werkzeug ModGen ein parametrisches Simulationsmodell erzeugt, die Flugzeugstruktur wird mit einfachen Schnittlasten vordimensioniert.

Aus dem parametrischen Modell werden durch Kondensation des Strukturmodells ein Lastmodell sowie ein Optimierungsmodell abgeleitet. Als Ergebnisse der ersten Prozessschritte stehen nunmehr ein vordimensioniertes Strukturmodell und ein Netz für aerodynamische, potentialtheoretische Analysen, sowie die Kopplung dieser Modelle für aeroelastische Untersuchungen, zur Verfügung.

Mit dem Lastmodell wird eine Reihe von Lastanalysen durchgeführt. Die stationären Lastfälle (Manöverlastfälle, Pratt-Böenlastfälle) werden innerhalb von MSC Nastran berechnet. Lasten aus atmosphärischer Turbulenz sowie Lasten mit Flugregler bzw. Lasten aus CFD-Analysen können in externen Programmen (z. B. MATLAB, TAU-Code, VARLOADS) berechnet werden, die Ergebnisse werden der Strukturoptimierung zur Verfügung gestellt.

In der Strukturoptimierung (in MSC Nastran) wird schließlich die tragende Struktur des Flügels und der Leitwerke dimensioniert. Somit stehen die finalen Finite-Elemente-Modelle der Struktur inklusive Massendaten und Steifigkeitsdaten zur Verfügung. Einzelheiten zum Entwurfsprozess sowie eine Übersicht, wie die Weiterentwicklungen von ALEGRO in den Entwurfsprozess eingegangen sind, finden sich in Kapitel 5.2 dieses Artikels.

2. Dynamische Modellbildung an Komponenten

2.1. Verbesserung der Modellierung des Flügel-Rumpf-Übergangs

In Projekt wurden Ansätze untersucht, die es erlauben, eine detailliertere Modellierung typischer Komponentenstrukturmodelle so durchzuführen, dass die strukturdynamischen Eigenschaften sowie typische Lastpfade der Komponente genauer abgebildet werden.

Bei der Lastanalyse spielt die Modellierung des Rumpfes eine wichtige Rolle. Von besonderer Bedeutung ist hierbei die Schnittstelle von Flügel und Rumpf, oft Center Wing Box genannt. Im Projekt wurde zunächst ein Konzept entwickelt, wie eine verfeinerte Anbindung von strukturellen und nicht-strukturellen Massen an das Strukturmodell des Rumpfes umgesetzt werden kann. Im Anschluss wurde eine Modellierung des Flügel-Rumpf-Übergangs entwickelt, die die technische Umsetzung am Gesamtflugzeug und die daraus resultierenden Lastpfade wiederspiegelt.

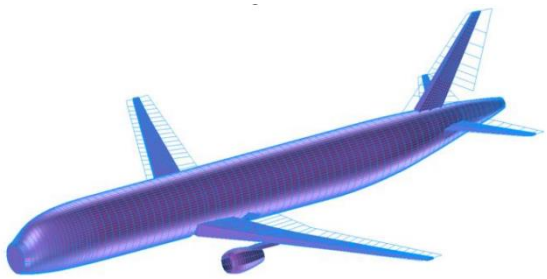

Abbildung 4: Strukturvollmodell der D150-Konfiguration

Abbildung 4 zeigt das Strukturvollmodell der D150-Konfiguration, ein so genanntes GFEM („Global FEM“), in welchem der Fokus auf der Repräsentation der globalen Strukturdynamik liegt. In der Abbildung 5 ist die detaillierte Modellierung des Flügel-Rumpf-Übergangs dargestellt.

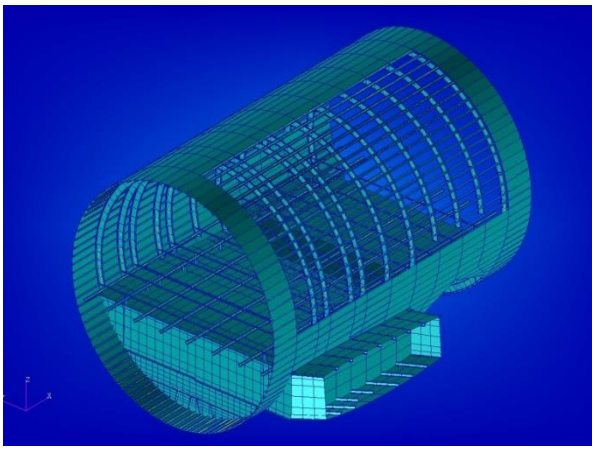

Abbildung 5: Strukturmodell des Flügel-Rumpf-Übergangs der D150-Konfiguration

Die Modellierung geschah im Finite-Element-Werkzeug MSC NASTRAN. Unterschiedliche Komponenten werden hier üblicherweise durch Zwangsbedingungen an einzelnen Knoten zusammengefügt. Dieses Verfahren wird bei großflächigen Fügestellen, wie es hier an der Montagestelle von Flügel und Rumpf der Fall ist, sehr aufwändig.

Aus diesem Grund stellt MSC NASTRAN eine Funktion zur Verfügung, die linienweise bzw. flächige Fügungen auf der Basis automatisiert erzeugter Zwangsbedingungen umsetzt. Dieser

©2022

Ansatz wurde getestet und als Standard in den Modellierungsprozess MONA des DLR implementiert. Die Arbeiten wurden als Teil eines Konferenzbeitrags für den Deutschen Luft- und Raumfahrkongress 2021 in Bremen veröffentlicht [10].

2.2. Verbesserung der Modellierung von Tank- und Treibstoffmassen

Eine adäquate Modellierung struktureller und nicht-struktureller Massen ist Grundlage zur Analyse von Flug- und Stabilitätsverhalten eines Flugzeugs. Am DLR werden FE-Modelle genutzt, um solche Massen zu modellieren. Zur Steigerung der Genauigkeit aeroelastischer Simulationen des frei fliegenden Flugzeugs wurde ein automatisierter Prozess zur Erstellung verteilter Treibstoffmassen entwickelt und validiert. In ALEGRO stand dafür ein Simulationsmodell des Forschungsflugzeugs A320-200 D-ATRA, im Folgenden kurz „ATRA“ genannt, siehe Abbildung 6, [11] bereit, anhand dessen die durchgeführten Arbeiten validiert werden sollten.

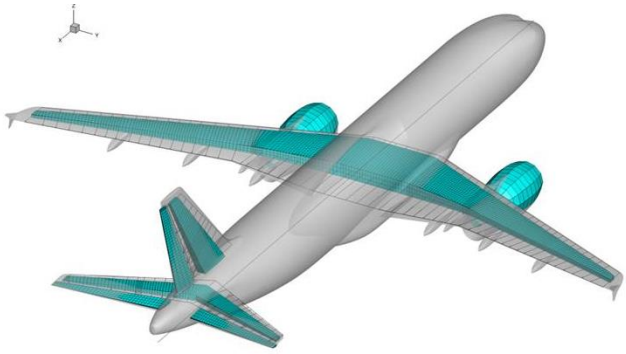

Abbildung 6: FE-Netz (grün) und CFD-Netz (grau) des A320-200 D-ATRA

Im Jahr 2019 wurden mit dem ATRA im Rahmen des DLR-Projekts „VicToria“ mehrere Flugversuche durchgeführt. Aus Sequenzen spezieller Manöver wurden dazu alle relevanten Flugdaten, wie z. B. Beschleunigungen oder die Treibstoffmassen in den Tanks, aufgenommen.

In ALEGRO wurde die Ausrichtung der Kraftstoffverteilung auf Basis der Flugversuchsdaten ermittelt. Dabei wurden die Lage des Flugzeugs und die angreifenden Beschleunigungen berücksichtigt. Dafür wurde aus den Beschleunigungen und den Euler-Winkeln des Flugzeugs ein Normalenvektor zu einer Ebene ermittelt. Diese Ebene entspricht dem Oberflächenspiegel des Kraftstoffs im Flügelkasten. Zudem musste eine Kennlinie ermittelt werden, die aus den Treibstoffmassen der Fluguntersuchungen die zugehörige Füllhöhe des Tanks beschreibt. Durch diese zwei Parameter (Normalenvektor, Füllhöhe der Tanks) lässt sich die Verteilung des Kraftstoffs in Form eines Massenmodells darstellen. Der Prozess vom Auslesen der Flugdaten bis hin zur Massenmodellierung wurde durch eine Python-Routine automatisiert. Abbildung 7 zeigt beispielhaft die Verteilung der Treibstoffmassen für einen bestimmten Flugpunkt (Betankungszustand und Trimmzustand des Flugzeugs). Diese Art der Modellierung der Treibstoffmassen wurde anschließend in den DLR-Projekten VicToria und SimBaCon für die CFD-basierte Simulation eines Manövers genutzt und führte zu einer deutlichen Verbesserung der Übereinstimmung von Simulation und Messdaten aus dem Flugversuch [11].

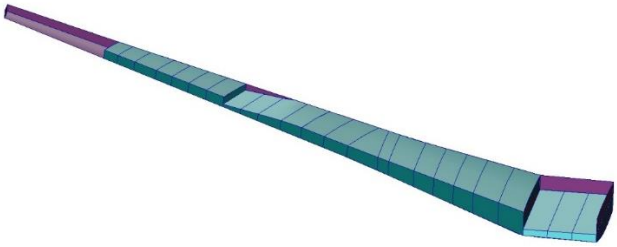

Abbildung 7: Treibstoffmassenmodell des A320 D-ATRA für einen bestimmten Betankungszustand

Abbildung 8 zeigt exemplarisch das Ergebniss einer Trimmrechnung des CFD-Modells, gekoppelt mit dem Strukturmodell des ATRA für eine Geschwindigkeit von 230 m/s, einen Nickwinkel von 1.3°, sowie eine Masse von 58 t.

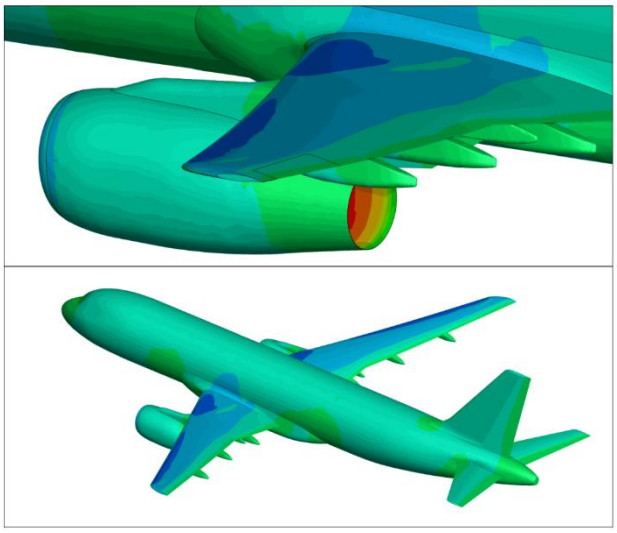

Abbildung 8: Druckverteilung des elastisch gerechneten ATRA-Modells im Trimmzustand

©2022

In einer Simulation wurde ein 32 Sekunden langes Manöver des ATRA, ein Pull-up mit einem Lastvielfachen von 2.2 g, nachgerechnet. An diesem Flugpunkt lag die Fluggeschwindigkeit bei 166 m/s (Ma = 0.5), bei einer Flughöhe von 10700 ft und einer Flugzeugmasse von 45960 kg.

Erste Analysen erfolgten mit dem DLR-TAU-Code, gekoppelt mit einem modalen Strukturmodell und einen Flugmechanikmodul im Simulationsframework FlowSimulator. Bei den Simulationen handelt es sich um massiv-parallele Zeitbereichsrechnungen auf einem HPC-Cluster [12].

Da eine solche Simulation sehr viel Rechenzeit beansprucht, wurde für schnelle Variationen der Simulationsparameter ein Ersatzmodell abgeleitet. Für das reduzierte Modell der Aerodynamik wurden generalisierte aerodynamische Kräfte, so genannte GAFs, mit dem vollen CFD-Modell und stationären wie quasistationären Analysen berechnet. Die modalen Strukturmodelle waren die gleichen wir in der vollen Simulation.

Für den Flugzustand lag aus dem Projekt ein Massenträgheitsmoment des Flugzeugs vor, welches für eine bestimmte Treibstoffmenge aus einem vorhandenen Referenzwert extrapoliert wurde. Die mit dem extrapolierten Massenträgheitsmoment gewonnenen Simulationsergebnisse wichen allerdings deutlich von den Messergebnissen des Flugversuchs ab. Als Ursache wurde die Unsicherheit des verwendeten Trägheitstensors vermutet.

Wie bereits erwähnt ergibt sich der Trägheitstensors des Flugzeugs in der gekoppelten Simulation aus der Massenverteilung im zugrunde liegenden Finite-Element-Modell. Dieses wurde nun durch das neue, in ALEGRO entwickelte Treibstoffmodell, ergänzt.

In Abbildung 9 werden die Ergebnisse der Simulationen und des Flugversuchs verglichen. Die roten Kurven für Nickgeschwindigkeit, Fluggeschwindigkeit, Nickwinkel und Lastvielfachem zeigen die Messwerte. Es ist gut zu sehen, dass die Ergebnisse der Simulation mit dem ursprünglichen Massenmodell (schwarze Kurven) deutlich von den Messwerten abweichen. Die Simulationen mit dem Massenmodell aus dem in ALEGRO entwickelten FE-Modul (grüne Kurve) liegen deutlich näher an den Messwerten.

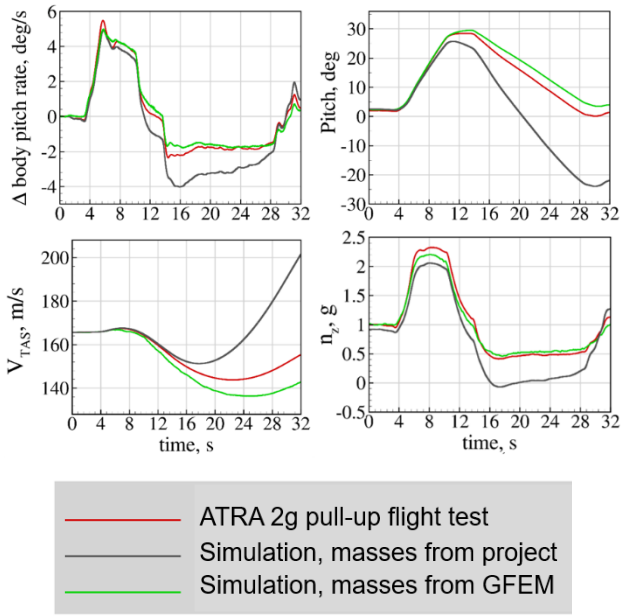

Abbildung 9: Ergebnisse des Flugversuchs und der Simulationen

Die Ergebnisse lassen erkennen, dass die aktuellen numerischen Methoden gut in der Lage sind, realistisch das Verhalten eines mit transsonischer Geschwindigkeit fliegenden Flugzeugs zu repräsentieren. Die aktuellen, genauen numerischen Verfahren erfordern dabei allerdings auch entsprechend genaue Eingangsdaten. Diese können mit dem neuen Massenmodul realitätsnäher zur Verfügung gestellt werden.

3. Nutzung von CFD und CSM in der Lastanalyse

Die Lastanalysen für die Ermittlung dimensionierender Strukturlasten basieren aktuell weitgehend auf Analysen mit Aerodynamik auf Basis von Potentialtheorie (DLM, VLM). Diese Verfahren erlauben schnelle Analysen und ergeben im Geschwindigkeitsbereich bis zu einer Machzahl von etwa 0.7 auch physikalisch korrekte Ergebnisse. Bei höheren Machzahlen spielen die lokalen Stöße auf der Flügeloberfläche eine große Rolle, die von Potentialverfahren nicht abgebildet werden können.

Aus diesem Grund ist es naheliegend, bei höheren Geschwindigkeiten Lasten mithilfe von CFD-Verfahren zu berechnen, welche eine physikalisch korrekte Abbildung der aerodynamischen Kräfte auch bei hohen Machzahlen erlauben. Allerdings zeigt sich, dass sich bei der Nutzung von CFD-Berechnungen für eine umfassende

©2022

Lastanalyse zahlreiche offene Fragen ergeben.

Es ergibt sich somit in ALEGRO die Frage der Nutzbarkeit von gekoppelten CFD-Struktur-gestützten Analysen für den DLR-Gesamt-entwurfsprozess MONA.

Für die Untersuchungen wurden für eine Reihe ausgewählter Flugpunkte gekoppelte Simulationen mithilfe der genannten hochwertigen Analyseverfahren CFD, CSM (Computational Structural Mechanics) und Flugmechanik durchgeführt. Die zugrunde liegende Flugzeugkonfiguration war die so genannte DLR-D150, ein Flugzeug der Airbus A320-Größe, Abbildung 10. Diese Konfiguration ist für Bewertungen in ALEGRO besonders geeignet, da es sich ebenso wie bei der - mit dem in ALEGRO weiterentwickelten DLR-Prozess cpacs-MONA erstellten - D2AE-Konfiguration um ein Mittelstreckenflugzeug handelt, und das DLR durch Analysen des ATRA (s. o.) umfangreiche Erfahrungen in der Bewertung von Simulationsergebnissen für Flugzeuge dieser Größenordnung besitzt. Die D2AE-Konfiguration hat darüber hinaus den Rumpfquerschnitt der D150 übernommen, die beiden Flugzeuge haben ähnliche Flügelgrundrisse (bei der D2AE ergänzt durch das so genannte „Raked Winglet“, vgl. Abbildung 1), und vergleichbare Betriebsbedingungen. Aus diesem Grund können Erkenntnisse, die auf der Basis der D150-Analysen erarbeitet wurden, auf den D2AE-Entwurfsprozess übertragen werden.

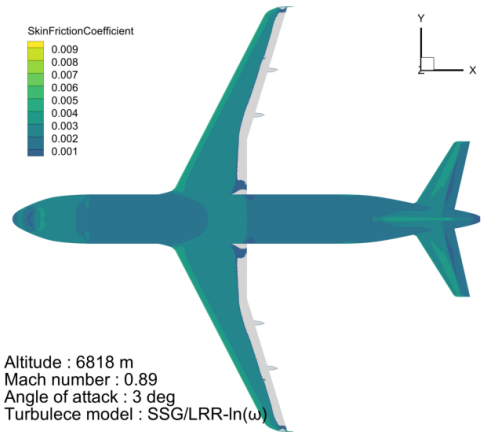

Abbildung 10: CFD-Analyse mit DLR-D150-Konfiguration

Die für die Studie ausgewählten Analysepunkte sind in Abbildung 11 als orangefarbene Punkte gekennzeichnet. Es handelt sich um Simulationen bei zwei Flughöhen und steigender Fluggeschwindigkeit. Mit der Fluggeschwindigkeit steigt auch die Komplexität der aerodynamischen Lösung.

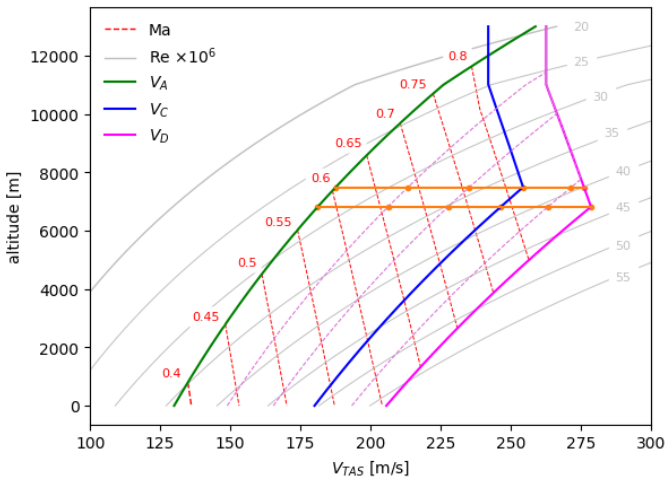

Abbildung 11: Flugenveloppe der D150 und ausgewählte Flugpunkte für die CFD-basierten Analysen

Kriterien für die Bewertung der Nutzbarkeit von CFD/CSM-gestützten Analysen für den Entwurfsprozess cpacs-MONA waren sowohl die physikalische Aussage solcher Analysen wie auch die praktische Handhabbarkeit in einem Lasten- und Entwurfsprozess, der sehr viele Analysen erfordert. Folgende Schlussfolgerungen haben sich ergeben:

Manöverlasten lassen sich als stationäre, getrimmte Analysen auch bei hohen Geschwindigkeiten ermitteln. Allerdings treten bei Machzahlen jenseits von v_c bzw. Ma_c in vielen Fällen sehr lokale Ablösungen auf, die zu Abbrüchen der Simulation führen, obwohl sich die Effekte auf die globalen Lasten nicht auswirken. Dieses ist an sich kein bedeutender physikalischer Nachteil, bedeutet aber ein großes Problem bei der Integration einer Vielzahl von Analysen in einen automatisierten Lasten- oder Entwurfsprozess. Für die Frage, wie mit einer nicht konvergierten oder abgebrochenen Lösung umgegangen werden soll, muss in dem Fall eine Lösung gefunden werden.

Es wurde festgestellt, dass die Ergebnisse stark abhängig von der Verfeinerung des CFD-Netzes sind. Dabei ist tendenziell festzustellen, dass instationäre Analysen (Böen und Turbulenz) feinere Netze erfordern als stationäre Analysen (Manöver). Außerdem ergab der Vergleich unterschiedlicher Turbulenzmodelle, dass für stationäre und instationäre Fälle unterschiedliche Turbulenzmodelle eingesetzt werden müssen. Die Netze, welche aus der aerodynamischen Auslegung des Flugzeugs (z. B. für die Minimierung des Widerstands im Reiseflug) verfügbar

©2022

sind, erweisen sich als ungeeignet für die instationäre Analyse bei hohen Geschwindigkeiten. Für den Entwurfsprozess bedeutet das, dass ggf. für die gleiche Flugzeugkonfiguration je nach Betriebspunkt und Lastfall unterschiedliche Netze bereitgestellt werden müssen.

Für alle Flugpunkte konnten stationäre Auftriebspolaren mit guter Qualität ermittelt werden. Die Qualität der stationären Ergebnisse kann also im Lastenprozess in einem großen Betriebsbereich genutzt werden.

Für die Manöverlastfälle sowie für Böendurchflüge mit Lastregelung müssen die Klappen ausgeschlagen werden. Das bedeutet für den Entwurfsprozess zusätzliche Komplexität, da die CFD-Netze angepasst sein müssen und der CFD-Code über eine entsprechende Funktionalität zum zeitvarianten Ausschlag von Steuerflächen verfügen muss.

Bewertend lässt sich sagen, dass die CFD-basierten Ergebnisse eine hochwertige Ergänzung der potentialtheoretischen Aerodynamik darstellen. Für stationäre Fragestellungen wie z. B. Manöver lassen sich CFD-basierte Analysen bereits jetzt im Entwurfsprozess nutzen. Allerdings ist der Rechenaufwand so beträchtlich, dass es sich nur an Stellen lohnt, an denen potentialtheoretische Modelle physikalisch qualitativ falsche Ergebnisse liefern.

Dabei ist allerdings weiterhin zu beachten, dass die Ergebnisse der potentialtheoretischen Analysen aufgrund der Annahmen der Linearität und Superpositionierbarkeit der Ergebnisse von Trimm- und dynamischen Rechnungen nicht ohne weiteres mit den Ergebnissen von CFD-basierten Analysen konsistent sind.

Für die Integration dynamischer CFD-basierter Lastanalysen in den Lastenprozess müssen also noch zahlreiche Fragen geklärt werden, unter anderem die Modellkonsistenz über alle Analysepunkte, aber auch der Umgang mit Konvergenzproblemen der numerischen Lösung an physikalisch anspruchsvollen Betriebspunkten.

4. Andere Entwicklungen im Projekt

Zusätzlich zu den bereits vorgestellten Arbeiten wurde in ALEGRO ein Konzept für eine Turbulenzlastanalyse basierend auf CFD/CSM-Berechnungen und reduzierten nichtlinearen Modellen mithilfe von Volterra-Reihen entwickelt und evaluiert. Daten über atmosphärische Turbulenz liegen üblicherweise im Frequenzbereich vor [13]. Kern des neuen Analyseverfahrens ist die Erstellung der aerodynamischen Transferfunktionen, die mit dem Input der generalisierten Koordinaten der Flugzeugstruktur bestimmt wird. Die Transferfunktion kann mit den CFD-Verfahren TAU-LFD (Linear Frequency Domain) oder TAU-Pulse berechnet werden. Darüber hinaus kommen generalisierte Massen- und Steifigkeitsmatrizen zum Einsatz, welche sich ebenso wie die generalisierten Koordinaten aus dem Finite-Element-Modell des Flugzeugs ableiten lassen. Die ausführliche Beschreibung des Ansatzes und des mathematischen Verfahrens sowie eine Übersicht über die Simulationsverfahren und Modelle, die bei der Entwicklung der Methodik zum Einsatz gekommen sind, finden sich in den Publikationen von Quero [14] und [15].

Weiterhin wurde in ALEGRO eine Strategie für die Auslegung von Böenlastreglern mithilfe von Dynamic Control Allocation entwickelt und anhand eines Windkanalmodells getestet. Eine Beschreibung der Methode für die Reglerauslegung sowie ihrer Anwendung im Windkanalversuch findet sich in den Publikationen von Pusch et al [16] und [17]. Der Windkanalversuch selbst wird in Dillinger et al [18] sowie Krüger et al [19] vorgestellt.

5. Methoden und Prozessvalidierung am Gesamtflugzeug

5.1. Einordnung der Methoden in den Gesamtprozess

In den vorherigen Kapiteln 2, 3 und 4 wurden die im Projekt ALEGRO entwickelten Beiträge zu unterschiedlichen Aspekten des Flugzeugentwurfs und der Lastanalyse vorgestellt. Im Folgenden soll gezeigt werden, an welcher Stelle des cpacs-MONA-Prozesses die oben genannten Funktionalitäten integriert worden sind. Abbildung 12 ist die entsprechende grafische Darstellung.

Die in Kapitel 2.1 gezeigte verbesserte Modellierung des Übergangs von Flügel- zu Rumpfstruktur wurde in den Block „Parametrische Simulationsmodelle“ integriert. In den selber Block geht die in Kapitel 2.2 präsentierte verbesserte Modellierung der Treibstoffmassen ein.

In Kapitel 3 wurde die Studie zur Nutzung von CFD/CSM-basierten Verfahren in der Lastanalyse vorgestellt. Weiterhin wurde in ALEGRO ein

©2022

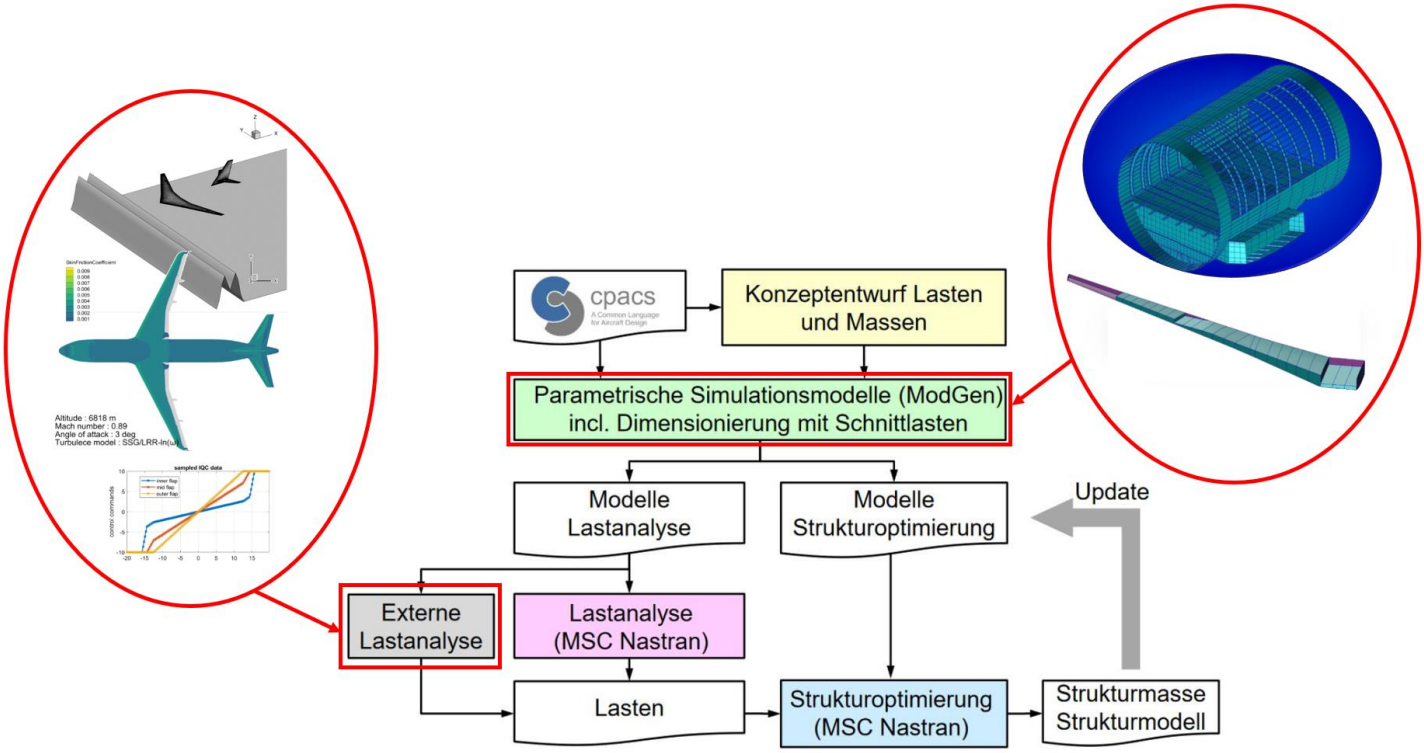

Abbildung 12: Entwurfsprozess mit Ergänzungen durch die Projektergebnisse

Konzept für die Turbulenzlastanalyse mit CFD/CSM entwickelt (siehe Kapitel 4). Ebenfalls in Kapitel 4 wurde der Ansatz zur Böenlastabminderung durch Dynamic Control Allocation gezeigt. Die CFD-basierten Verfahren können, ebenso wie das Dynamic Control Allocation, im Block „Externe Lastanalyse“ genutzt werden.

5.2. Validierung der Lastenergebnisse an einer F&E Referenzkonfiguration

Die neu entwickelten Verfahren wurden an der Auslegung einer neuen Flugzeugkonfiguration getestet. Wie bereits in der Einleitung erläutert, wurde im DLR eine Konfiguration eines so genannten New Short and Medium Range Aircraft entworfen, bei der es sich um eine Weiterentwicklung der DLR-D150-Konfiguration mit einem hochgestreckten Flügel handelt, siehe Abbildung 1. Diese so genannte D2AE-Konfiguration des DLR kommt u. a. in dem im Jahr 2022 begonnenen Lufo VI-2-Projekt WISDOM zum Einsatz [4].

In den DLR-Entwurfsarbeiten wurden die Ergebnisse aus ALEGRO für die Dimensionierung mehrere Komponenten der Struktur, nämlich die Flügelkästen sowie die tragenden Strukturen des Höhen- und Seitenleitwerks auf Basis von Lastanalysen, eingesetzt. In den Analysen kamen die im Projekt ALEGRO entwickelten Verfahren zur Modellierung des Flügel-Rumpf-Übergangs sowie für die Erzeugung des Massenmodells zum Einsatz. Ein Lastregler konnte für die Darstellung von geregelten Manöverlasten betrachtet werden

Für die CFD-basierte Analysen lagen während der Projektlaufzeit von ALEGRA für die D2AE-Konfiguration allerdings noch keine geeigneten Geometriemodelle vor, sodass die Untersuchungen zu CFD-basierten Lastsimulationen in ALEGRO, wie oben gezeigt, an den Modellen des Airbus A320-ATRA und der DLR-D150 durchgeführt wurden. Für die Weiterentwicklung der D2AE kann dieses Analyseverfahren erst später eingesetzt werden.

Vorgehen im Entwurfsprozess

Im Entwurfsprozess der D2AE-Konfiguration wurden folgende Schritte durchlaufen:

1. Basis des Entwurfs ist eine Datenbasis des Flugzeugs im CPACS-Format. Dieses Format wird in zahlreichen DLR-Arbeiten genutzt. Der D2AE-Datensatz basiert auf den Daten der D150-Konfiguration, mit Modifikationen der spezifischen Merkmale der D2AE (z. B. verlängerter Flügel mit höherer Pfeilung im Außenbereich, längerer Rumpf, höhere Abflugmasse).

2. Aus den CPACS-Daten wird mit dem Werkzeug ModGen ein parametrisches Simulationsmodell erzeugt, die Flugzeugstruktur wird mit einfachen Schnittlasten vordimensioniert. Teil

©2022

des parametrisches Simulationsmodells ist ein Finite-Elemente-Strukturmodell, sowie ein Gitter für aerodynamische Berechnungen (Potentialtheorie: VLM/DLM).

3. Aus dem parametrischen Modell werden durch Kondensation des Strukturmodells ein Lastmodell sowie ein Optimierungsmodell abgeleitet.

Als Ergebnisse dieser Arbeiten stehen ein vordimensioniertes Strukturmodell und ein Netz für aerodynamische, potentialtheoretische Analysen, sowie die Kopplung dieser Modelle für aeroelastische Untersuchungen, zur Verfügung.

4. Mit dem Lastmodell wurde eine Reihe von Lastanalysen durchgeführt. Die stationären Lastfälle (Manöverlastfälle, Pratt-Böenlastfälle) wurden innerhalb von MSC Nastran berechnet. Lasten aus atmosphärischer Turbulenz sowie Lasten mit Flugregler bzw. Lasten aus CFD-Analysen werden in externen Programmen (z. B. MATLAB, TAU-Code) berechnet und die Ergebnisse der Strukturoptimierung zur Verfügung gestellt. Solche Analysen werden aktuell durchgeführt, Ergebnisse konnten aber bisher noch nicht in den Entwurf zurückfließen.

5. In der Strukturoptimierung (in MSC Nastran) wurde schließlich die tragende Struktur des Flügels und der Leitwerke dimensioniert. Somit stehen die finalen Finite-Elemente-Modelle der Struktur inklusive Massendaten und Steifigkeitsdaten zur Verfügung.

Lastanalysen der D2AE-Konfiguration:

Die Flugzeugkonfiguration wurde zunächst für Lastfälle ohne zusätzliche Klappenausschläge betrachtet. Weiterhin wurden statische Manöver berechnet, bei denen durch zusätzliche Klappenausschläge die Lasten durch MLA (maneuver load alleviation) abgemindert werden. Daneben werden Böenlasten aus quasi-statischen Pratt-Böen sowie aus dynamischen, so genannten 1-cos-Böen ermittelt.

Für die Lastanalyse eines Verkehrsflugzeuges sind die „extremsten“ Konfigurationen zu wählen, die womöglich auch zu den höchsten Lasten führen. Bezogen auf die Massenkonfigurationen bedeutet „extrem“ möglichst weit vorne oder weit hinten liegende Schwerpunktlagen. In Tabelle 1 ist eine Auswahl zu berücksichtigender Massenfälle in cpacs-MONA als Kombination aus Nutzlast und Treibstoff aufgelistet.

Massenfall	**MOOee**	**MTOAa**	**MTOfF**	**MZOAe**	**MFOeF**	**MCRUI**
Entwurfsmasse	OEM	MTOM	MTOM	MZFM	-	CRUISE
Nutzlast	leer	voll	aufgefüllt	voll	leer	voll
Treibstoff	*leer*	*aufgefüllt*	*voll*	*leer*	*voll*	*25%*

Tabelle 1: Zusammenstellung der Massenfälle - Kombination aus Nutzlast und Treibstoff

Laut Zulassungsvorschrift der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (CS-25) müssen alle eventuell auftretenden Lastfälle untersucht werden. Das Höhen-Machzahl-Diagramm für die Untersuchungen an der D150-Konfiguration, welches so auch für die D2AE genutzt wurde, wird in Abbildung 11 gezeigt.

Lastfallkonfigurationen:

Die Parameter für die Manöversimulationen umfassen einen stationären 1g-Flug mit “limit-loads” Sicherheitsfaktor, ein stationäres „pull-up” mit 2.5g, ein stationäres “push-down” mit -1.0g, sowie ein stationäres “push-down” mit 0.0g.

Quasi-statische Böensimulationen mithilfe der Pratt-Methode wurden für eine vertikale Pratt-Böe von unten und eine Böe von oben durchgeführt. Dynamische Böenanalysen wurden mit der Solution 146 in MSC Nastran simuliert. Folgende Fälle wurden betrachtet, eine 1-cos Böe mit einer Böenlänge von 350 ft von unten (180°) bei t=0.65s, sowie eine 1-cos-Böe mit einer Böenlänge von 30 ft von oben (0°) bei t=1.1s.

In cpacs-MONA wird die Information, welche Lastfälle als dimensionierend angesehen werden, in einer zweidimensionalen Form in sogenannten „Lastkartoffeln“ ausgewertet. Im Folgenden werden für die Baugruppen Hauptflügel, Höhenleitwerk und Seitenleitwerk jeweils eine Auswahl an Punkten für die Lastreferenzachse (LRA) dargestellt. Für den Hauptflügel werden acht über die Spannweite verteilten LRA-Punkte zur Bestimmung der Lasthüllkurven ausgewählt. In Abbildung 13 ist eine solche Verteilung der LRA-Punkte des Hauptflügels dargestellt. Die Aufstellung der Lasthüllkurven pro aufgezeigten LRA-Punkt wird für eine Kombination aus Querkraft (F_z) und Torsionsmoment (M_y) sowie für die Kombination aus Biege- (M_x) und Torsionsmoment durchgeführt.

©2022

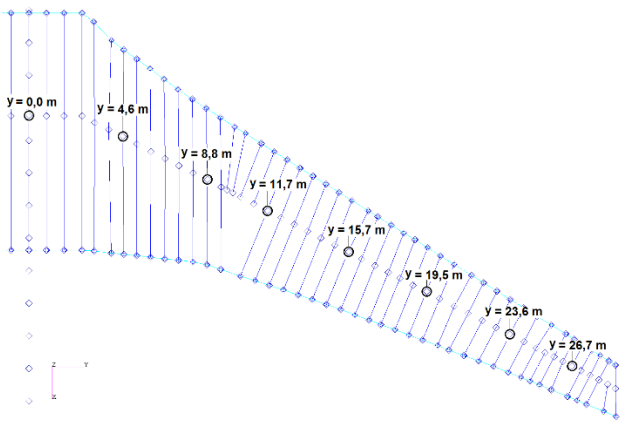

Abbildung 13: Darstellung der LRA-Punkte für den Hauptflügel

Für das Höhenleitwerk und das Seitenleitwerk werden je drei über die Spannweite verteilte LRA-Punkte zur Bestimmung der Lasthüllkurven ausgewählt. Die Aufstellung der Lasthüllkurven pro aufgezeigten LRA-Punkt wird wie beim Hauptflügel für eine Kombination aus Querkraft (F_z) und Torsionsmoment (M_y) und für die Kombination aus Biege- (M_x) und Torsionsmoment (M_y) durchgeführt.

Für den Rumpf werden sieben LRA-Punkte zur Bestimmung der Lasthüllkurven ausgewählt. Die Aufstellung der Lasthüllkurven pro aufgezeigten LRA-Punkt wird bei dem Rumpf für eine Kombination aus allen Momenten durchgeführt. Es werden somit drei Einhüllende pro LRA-Punkt des Rumpfes ausgewertet: M_x/M_y, M_x/M_z und M_y/M_z.

In Abbildung 14 ist eine exemplarische Lasthüllkurve für die Kombination aus Biegemoment (M_x) und Torsionsmoment (M_y) eines Flügel LRA-Punktes dargestellt. Die Darstellung ist derart aufgebaut, dass jeder berechnete Lastfall einem Punkt entspricht. Durch die unterschiedlichen Farb- und Marker- Codierungen kann jedem Lastfall ein Massenfall und eine Lastkategorie zugeordnet werden. Die einhüllende Kurve über alle Lastfälle ist in Rot hervorgehoben und wird auch „Lastkartoffel“ genannt.

Die Integration der in ALEGRO entwickelten Verfahren in den cpacs-MONA-Prozess hat dazu geführt, dass sich die Genauigkeit der Ergebnisse der Analysen deutlich verbessert hat.

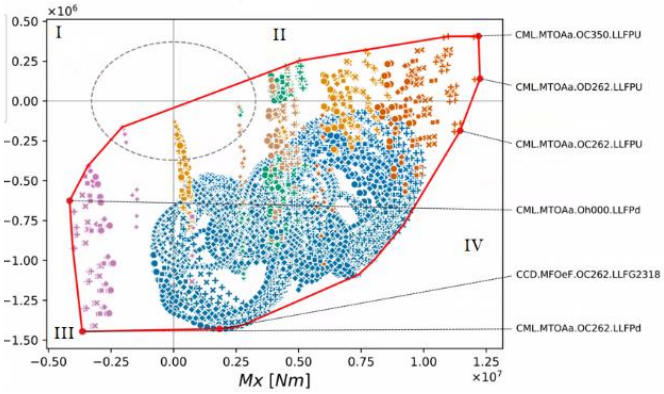

Abbildung 14: Exemplarische Lasthüllkurve für M_x/M_y

Aussagen dazu, ob eine bestimmte konfigurative Lösung (z. B. die Rückwärtspfeilung des Außenflügels der D2AE-Konfiguration), der Einsatz unkonventioneller Laminate im Strukturentwurf, oder der Einsatz eines Lastreglers zu einem geringerem Strukturgewicht führen, können nunmehr mit höherer Zuverlässigkeit getroffen werden.

FÖRDERUNG

Das Projekt ALEGRO wurde gefördert durch:

Bundesministerium
für Wirtschaft
und Klimaschutz

aufgrund eines Beschlusses des Deutschen Bundestags.

REFERENZEN

[1] Krüger, W.R., Ciampa, P.D., Geier, M., Kier, T., Klimmek, T., Kohlgrüber, Dieter und Ohme, Per und Risse, Kristof und Schwinn, Julian (2018): A Comprehensive Loads Process at the DLR - Definition, Analysis, Experimental Evaluation. Aerospace Lab, 14, pp. 1-16. Onera Scientific Information Department. doi: 10.12762/2018.AL14-01. https://aerospacelab.onera.fr/al14/comprehensive-load-process-at-the-dlr-definition-analysis-and-experimental-evaluation

[2] https://www.airbus.com/innovation/zero-emission/hydrogen/zeroe.html

©2022

[3] https://www.rechargenews.com/transition/blue-skies-airbus-plans-for-hydrogen-powered-passenger-jet-by-2035/2-1-878882
[4] Klimmek, T., Schulze, M., Wöhler, S. (2022): Development of a Short Medium Range Aircraft Configuration for Aeroelastic Investigations using cpacs-MONA, DLRK 2022 - Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 27.-29. Sep. 2021, Dresden.
[5] https://www.cpacs.de
[6] Klimmek, T., Schulze, M., Abu-Zurayk, M., Ilic, C., Merle, A. (2019): cpacs-MONA–An independent and in high fidelity based MDO tasks integrated process for the structural and aeroelastic design for aircraft configurations. IFASD 2019 - International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, 10.-13. Juni 2019, Savannah, GA (USA).
[7] Sinha, K., Klimmek, T., Schulze, M., Handojo, V. (2021): Loads analysis and structural optimization of a high aspect ratio composite wing aircraft. CEAS Aeronautical Journal, 12, pp. 233-243. Springer. doi: 10.1007/s13272-021-00494-x. ISSN 1869-5590.
[8] Schulze, M., Neumann, J., Klimmek, T. (2021): Parametric Modeling of a Long-Range Aircraft under Consideration of Engine-Wing Integration. Aerospace 2021, 8(1), 2. Multidisciplinary Digital Publishing Institute (MDPI). https://doi.org/10.3390/aerospace8010002.
[9] Klimmek, T., Dähne, S., Fröhler, B., Hartmann, J., Kohlgrüber, D., Petsch, M., Schulze, M., Schuster, A., Süelözgen, Ö. (2020): High-Fidelity-based MDO: A Closer Look at the Selected Sub-Processes Overall Aircraft Design Synthesis, Loads Analysis, and Structural Optimization. DLRK 2020 - Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 01.-03. Sep. 2020, online.
[10] Sinha, K., Klimmek, T. (2021): A Coupled Global-Local Optimization Process for Fuselage Structures. DLRK 2021 - Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 31.08.-02.09.2021, Bremen.
[11] Ritter, M., Roeser, M., Reimer, M., Kirmse, T., Bustamante, J. (2020): Maneuver Simulation of a Flexible Transport Aircraft with HiFi-Methods and Comparison to Experimental Data. DLRK 2020 - Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 01.-03. Sep. 2020, online.
[12] Ritter, M.R., Feldwisch, J.M., Voß, A., Kirmse, T., Reimer, L., Heinrich, R. (2022): Comparison of Flight Test Data and Aeroelastic Simulation Results for DLR's Research Aircraft ATRA. IFASD 2022 - International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD) 2022, 13.-17.06 2022, Madrid, Spanien.
[13] Handojo, V. (2020): Investigation of Load Collectives on Transport Aircraft Using Continuous Turbulence for Fatigue Analysis Purposes. AEC2020 - Aerospace Europe Conference, 25.-28. Feb. 2020, Bordeaux, Frankreich.
[14] Quero, D., Krüger, W. (2017): A Nonlinear Frequency Domain Aerodynamic Model for Continuous Turbulence Encounter based on Functional Series Expansion. IFASD 2017 - International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, 25.-28. Jun. 2017, Como, Italien.
[15] Quero, D. (2020): Linear-Frequency-Domain Method for the Determination of First- and Second-Order Volterra Kernels. AIAA Journal, Vol. 59, No. 2. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Feb. 2020. doi: 10.2514/1.J059702.
[16] Pusch, M., Knoblach, A., Kier, T. (2019): Integrated Optimization of Control Surface Layout for Gust Load Alleviation. CEAS Aeronautical Journal 10, pp 1059–1069. doi: 10.1007/s13272-019-00367-4.
[17] Pusch, M., Kier, T., Tang, M., Dillinger, J., Ossmann, D. (2022): Advanced Gust Load Alleviation using Dynamic Control Allocation. AIAA SciTech Forum 2022, 3-7 January 2022, San Diego, CA & Virtual. doi: 10.2514/6.2022-0439.
[18] Dillinger, J., Meddaikar, M.Y., Lübker, J., Pusch, M., Kier, T. (2020): Design and Optimization of an Aeroservoelastic Wind Tunnel Model. Fluids 2020, 5, 35. Multidisciplinary Digital Publishing Institute (MDPI). https://doi.org/10.3390/fluids5010035.
[19] Krüger, W.R., Dillinger, J., Meddaikar, M.Y., Lübker, J., Tang, M., Meier, T., Böswald, M., Soal, K.I., Pusch, M., Kier, T. (2019): Design and wind tunnel test of an actively controlled flexible wing. In: International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, IFASD, 10.-13. Juni 2019, Savannah, GA (USA).

©2022