

PRÜFSTAND FÜR MULTIFUNKTIONALE FLUGSTEUERUNGSSYSTEME ZUR LASTMINDERUNG UND FLATTERUNTERDRÜCKUNG BEI VERKEHRSFLUGZEUGEN

H. Schumann¹, S. Lübbe¹, T. Klimmek², D. Quero Martin²,
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR),

¹Institut für Flugsystemtechnik, Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

²Institut für Aeroelastik, Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen

Zusammenfassung

Es wird der Bedarf für einen Prüfstand für multifunktionale Flugsteuerungssysteme identifiziert, wie im Folgenden erläutert. Zunächst wird dazu eine künftig mögliche Konfiguration eines Verkehrsflugzeugs eingeführt, das zur Reduzierung von Emissionen hochgestreckte Flügel besitzt. Da diese Flügel aufgrund ihrer Streckung entsprechend flexibler und damit flatteranfälliger sind, werden die Modellierung des Flatterverhaltens und die Entwicklung eines entsprechenden Reglers zur Flatterunterdrückung vorgestellt. Dabei zeigte sich, dass das Flatterverhalten nicht nur von geometrischen, flugmechanischen, strukturellen und aeroelastischen Parametern abhängt, sondern auch stark durch die Dynamik der verwendeten Steuerflächen-Aktuatorik geprägt wird. Daher wird auch das zugrundeliegende Flugsteuerungssystem dargestellt und es wird der Bedarf für einen Prüfstand abgeleitet, um die Modelle der Komponenten des Flugsteuerungssystems, und schließlich auch die realen Komponenten selbst, im Gesamtsystem erproben und validieren zu können. Nur so lassen sich neuartige Technologien und Regelungsfunktionen zur Flatterunterdrückung und auch Lastminderung hochgestreckter Flügel entsprechend der geltenden sicherheitskritischen Anforderungen realisieren.

1. EINFÜHRUNG

In künftigen emissionsärmeren Flugzeugkonfigurationen werden Flügel mit höherer Streckung erwartet, um das Verhältnis zwischen Auftrieb und Luftwiderstand zu verbessern. Die höhere Streckung führt zu einer Reduktion des Verhältnisses der Flügeltiefe zur Spannweite, insbesondere an der Wurzel. Trotz der Verfügbarkeit von Werkstoffen ausreichend hoher Festigkeit um diese Konfigurationen zu realisieren, führt die Zunahme der Streckung zu einer Reduktion der Steifigkeit des Flügels. Dies kann zu hohen lokalen Lastspitzen beim Durchfliegen turbulenter Atmosphäre führen und im Extremfall zum Flattern und dem damit verbundenen Verlust der strukturellen Integrität führen. Ein vielversprechender Ansatz Lastspitzen sowie Flattern zu unterdrücken ist deren aktive Abminderung bzw. Dämpfung mittels der Steuerflächen des Flugsteuerungssystems. Die regelungstechnische Umsetzbarkeit derartiger Systeme wurde schon in verschiedenen Studien simulativ nachgewiesen allerdings hat bisher keine Umsetzung aktiver Flatterunterdrückungssysteme in der Praxis für kommerzielle Transportflugzeuge stattgefunden. Die Gründe hierfür liegen in der hohen Kritikalität der Funktion, die bei Ausfall zum unmittelbaren Verlust des Luftfahrzeugs führen kann, sowie an den hohen Anforderungen an die Systemkomponenten hinsichtlich Zuverlässigkeit, aber auch Dynamik und Stellkraft. Da zur praktischen Realisierung aktiver Flatterunterdrückungssysteme für die Flugsteuerung ziviler Verkehrsflugzeuge in verschiedenen Bereichen technologisches Neuland betreten wird, ist es

folgerichtig derartige Systeme zunächst auf geeigneten Bodenprüfständen zu evaluieren und die geforderten Eigenschaften nachzuweisen.

Im national geförderten Verbundprojekt WISDOM (Wing Integrated Systems Demonstration On Mechatronic rig) wird ein entsprechender Prüfstand bis 2025 entwickelt und aufgebaut. Neben 4 DLR-Instituten und der TU-Berlin, sind Industriepartner wie Liebherr Aerospace, Diehl Aerospace und FFT Produktionssysteme beteiligt.

Um die systemtechnische Umsetzung neuartiger Flugsteuerungssysteme und Regelungsfunktionen wie bspw. aktive Lastminderung und Flatterunterdrückung erproben, optimieren und demonstrieren zu können, ist eine Referenz-Flugzeugkonfiguration notwendig. Diese gibt die geometrischen, flugmechanischen, strukturellen und aeroelastischen Randbedingungen vor, um die Systemtechnik und die Regler zur Flugsteuerung auslegen zu können. Z. B. wird durch die Flugzeugkonfiguration das Layout der Steuerflächen und deren maximal geforderte Ausschlagwinkel vorgegeben, welche durch die Systemtechnik umzusetzen sind.

Der Aufbau und das Zusammenspiel der Systemtechnik-Komponenten, wie Flugsteuerungsrechner, Datenbusse und Betätigungssysteme mit ihren Kinematik-Bauteilen, bilden die Flugsteuerungsarchitektur. Diese unterliegt höchsten sicherheitskritischen Anforderungen und berücksichtigt daher i.d.R. weitere gedoppelte Komponenten, um Redundanzen zur Ausfallvermeidung zu erzeugen. Das Verhalten bei dynamischen Lasten sowie

das Laufzeitverhalten aller beteiligten Komponenten ist ebenso relevant für die Auslegung eines Flugsteuerungsreglers.

Damit bildet die Flugzeugkonfiguration mit ihrem Steuerflächen-Layout, den flugmechanischen, strukturellen und aeroelastischen Eigenschaften zusammen mit der Flugsteuerungsarchitektur den Rahmen für die Entwicklung und Untersuchung neuartiger Flugregelungsfunktionen wie die aktive Flatterunterdrückung.

Zunächst wird im nächsten Abschnitt eine mögliche künftige Referenz-Flugzeugkonfiguration mit dessen Entwurfsprozess vorgestellt. Danach werden die Modellierung des Flatterverhaltens und die Entwicklung des Reglers zur Flatterunterdrückung beschrieben. Da Modell und Regler auch von der Dynamik der verwendeten Flugsteuerungs-Aktuatoren abhängen, wird die vorgesehene sichere Flugsteuerungsarchitektur, mitsamt den Möglichkeiten zur Modellvalidierung auf einem Prüfstand, im darauffolgenden Abschnitt dargestellt. Eine Zusammenfassung mit Ausblick rundet diesen Beitrag ab.

2. REFERENZ-FLUGZEUGKONFIGURATION

2.1. Grundlegendes

Das Referenzflugzeug ist die sogenannte D2AE Konfiguration, eine Kurz- und Mittelstreckenkonfiguration für ca. 240 Passagiere. Sie wurde beim DLR-Institut für Aeroelastik (DLR-AE) entwickelt, um neben wissenschaftlichen Fragestellungen zur Aeroelastik, auch weitergehende Betrachtungen zu den Themenbereichen Flugmechanik, Lastanalyse, Strukturauslegung und Multidisziplinäre Optimierung vornehmen zu können [1].

Auch wenn zum jetzigen Zeitpunkt keine belastbare Aussage dazu getroffen werden kann, wie die nächste Passagierflugzeuggeneration im Bereich Kurz- und Mittelstrecke aussieht, soll mit der D2AE-Konfiguration ein evolutionärer Entwicklungsschritt auf Basis der aktuell existierenden Flugzeugkonfiguration in diesem Bereich gemacht werden. Die deutlichste Weiterentwicklung erfährt der Flügel, mit seiner höheren Streckung und Spannweite. Damit soll auch die Möglichkeit eines Familienkonzeptes zu einer noch größeren Variante dargestellt werden. Nachfolgend soll der eingesetzte Entwurfsprozess zur Entwicklung der D2AE Konfiguration dargestellt werden.

2.2. Entwurfsprozess

Der Entwurfsprozess setzt sich im Wesentlichen aus drei Entwurfsschritten zusammen. Der erste Schritt besteht in der Definition aller Flugzeugparameter auf Konzeptentwurfsebene und der Festlegung der grundsätzlichen Konfiguration. Dies beinhaltet die äußere Geometrie des Flugzeuges, insbesondere die Größe und Position des Flügels, des Leitwerks und der Fahrwerke. Die Rumpfgeometrie ist prinzipiell vorgegeben. Dazu kommen die Definitionen der Steuerflächen sowie eine erste Abschätzung der Komponentenmassen und die dazugehörige Schwerpunktlage. Die Flugleistung (z. B. Reichweite) wird ebenfalls mit analytischen Methoden

abgeschätzt. Ergebnis des Konzeptentwurfs ist ein plausibler Entwurf eines Flugzeugs. Zum Einsatz kommt hier das Konzeptentwurfsprogramm openAD [2] vom DLR-Institut für Systemarchitekturen in der Luftfahrt (DLR-SL).

Der zweite Entwurfsschritt besteht darin, aus dem vorliegenden Konzeptentwurf mit physikbasierten Methoden die wesentlichen Lasten zu ermitteln und mit diesen die primäre Struktur zu dimensionieren. Dazu werden entsprechend konstruktionsnahe Simulationsmodelle für die Struktur (Steifigkeitsmodell und Massenmodelle) und die Aerodynamik aufgebaut. Die angesetzten Lastfälle orientieren sich an den Zulassungsvorschriften CS25, also der Zulassungsvorschrift der EASA für Transportflugzeuge der entsprechenden Kategorie. Bei der Auslegung der Struktur, werden typische Auslegungskriterien verwendet, z. B. bei Faserverbundmaterial eine maximale vorgegebene Dehnung. Mit der Dimensionierung der tragenden Struktur des Flugzeugs werden die Steifigkeitseigenschaften der Konfiguration festgelegt. Daneben und getrennt davon, wird ein Massenmodell aufgebaut, das die verteilte Masse der Primärstruktur beinhaltet, aber auch die Sekundärstrukturmassen und weiter nicht-strukturelle Massen, wie z. B. Systeme. Zusammen mit verschiedenen Massenmodellen für Kraftstoff und Beladungszustände, stehen somit eine Reihe von Gesamtmassenmodellen für die Lastanalyse zur Verfügung. Für diesen zweiten Entwurfsschritt wird der parametrische Entwurfsprozess cpacs-MONA [3] vom DLR-Institut für Aeroelastik (DLR-AE) eingesetzt.

Die Notwendigkeit plausible Massen und Steifigkeitsmodelle aufzubauen, liegt darin begründet, dass in der Lastanalyse, die Lasten des flexiblen Flugzeugs ermittelt werden aber auch, dass die Flattereigenschaften der Konfiguration ermittelt werden sollen.

Da zu erwarten ist, dass die im Versuchsstand zu dämpfende Flatterfrequenz, aufgrund der Vorgaben der Aktuatoren, gegenüber der Referenzkonfiguration geringer ist, besteht der dritte Entwurfsschritt darin, Modifikationen am Strukturmodell vorzunehmen, um die Flattereigenschaften entsprechend anzupassen.

Um für die entsprechenden DLR Simulations- und Analyseverfahren im Rahmen des Entwurfs von neuen Flugzeugkonfiguration, den Austausch der Parameter und Daten zu vereinheitlichen, wurde das sogenannte CPACS-Format verwendet. Dieses xml-basierte Format dient dazu, alle wesentlichen Flugzeugparameter zu definieren, wie z. B. die Geometrie, den Strukturaufbau, das Material, die globalen Flugzeugmassen, u.v.m. [4][5].

In Abbildung 1 ist der gesamte Entwurfsprozess dargestellt. Da ein CPACS-Input-Datensatz für openAD zunächst aufzubereiten ist und eine Anpassung des CPACS-Output-Datensatz als Ergebnis von openAD für cpacs-MONA angepasst werden muss, sind diese Schritte auch dargestellt.

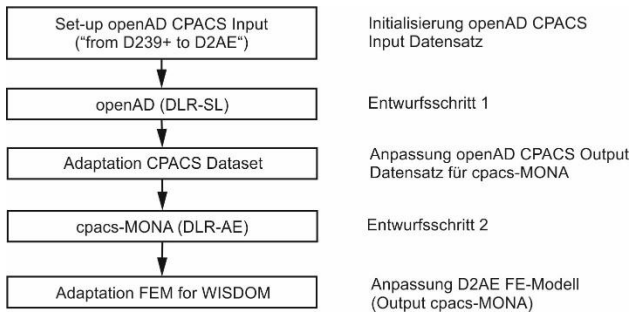


Abbildung 1: Entwurfsprozess

2.2.1. openAD

Ausgangsbasis für den Entwurf der D2AE-Konfiguration ist die sogenannte D239+ Konfiguration, eine Flugzeugkonfiguration für die Kurz- und Mittelstrecke für ca. 240 Passagiere. Allerdings ist bei der D239+ Konfiguration die Flügelspannweite bis 36 m begrenzt, um die Anforderungen der Flughäfen hinsichtlich der maximalen Breite für Flugzeuge dieser Größe gerecht zu werden.

Für den Konzeptentwurf wird das vom DLR-Institut für Systemarchitekturen in der Luftfahrt (DLR-SL) entwickelte Computerprogramm openAD verwendet. Darin werden für eine Anzahl von ca. 100 vorgegebener Entwurfsparameter und weniger freier Variablen, die typischen Parameter eines Flugzeuges in diesem Entwurfsstadium ermittelt (Masse, Reichweite, etc.). Das Computerprogramm openAD berechnet die Parameter auf Basis empirischer und analytischer Formeln.

Alle ermittelten Flugzeugparameter basieren auf analytischen Formeln, denen u.a. existierende Flugzeugkonfigurationen zugrunde liegen. Zu erwartende Weiterentwicklungen hinsichtlich neuer Technologien oder Materialien, werden über skalierende Faktoren in den jeweiligen analytischen Berechnungsformeln berücksichtigt. Ein Bereich der resultierenden Flugzeugparameter, sind die Massen der Flugzeugkomponenten sowie weiterer relevanter Masse-Daten. Die Aufteilung der Massen der Flugzeugkonfiguration ist in Abbildung 2 dargestellt.

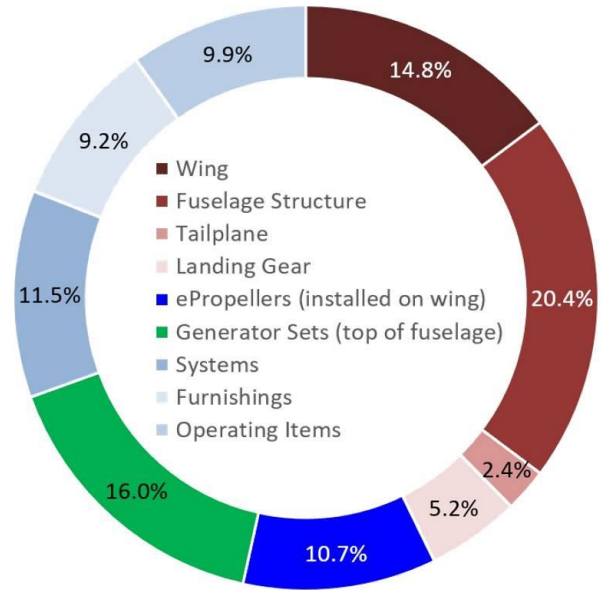


Abbildung 2: Massenaufteilung ermittelt durch openAD

In Abbildung 3 ist die Geometrie der Referenzkonfiguration inklusive der Geometrien sämtlicher Steuerflächen dargestellt. Die dargestellte Flugzeuggeometrie ist eine Umsetzung der im CPACS-Datensatz definierten Parameter ins Geometrieformat IGES, das vom parametrischen Modegenerator ModGen von DLR-AE aufgebaut werden kann. Das Geometriemodell der Querruder wird u.a. für die Konstruktion und Auslegung der Steuerflächen für den Versuchsstand verwendet. Eine geometrische Darstellung einer Flugzeugkonfiguration, die im CPACS-Datensatz definiert ist, kann auch mit dem TiGL-Viewer¹ vorgenommen werden, der direkt CPACS verarbeiten kann.

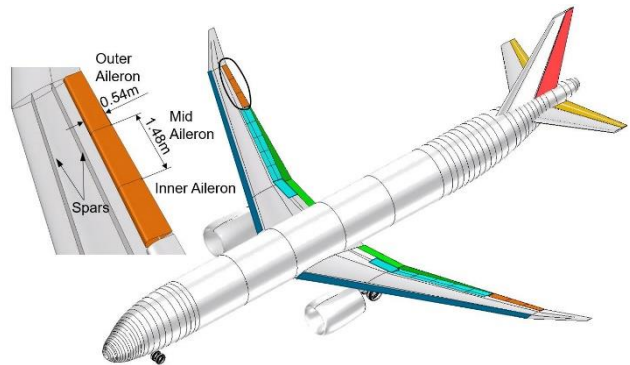


Abbildung 3: Geometrie der D2AE Konfiguration und Darstellung der Steuerflächen

2.2.2. cpacs-MONA

Im Rahmen des Entwurfs der D2AE Konfiguration wird der Entwurfsprozess cpacs-MONA eingesetzt. Zunächst soll dazu der in cpacs-MONA integrierte parametrische

und mittels des TiGL-Viewer zu visualisieren [5].

¹ TiGL (TIVA geometric library) ist eine Bibliothek um die Geometrie aus einer CPACS-Datei auszulesen, zu interpretieren

Entwurfsprozess MONA dargestellt werden, dieser besteht aus drei grundlegenden Schritten. Das ist die parametrische Modellierung, die Lastanalyse und die Strukturauslegung. Der Schritt „parametrische Modellierung“ dient dazu, alle in MONA verwendeten Simulations- und Optimierungsmodelle parametrisch aufzubauen. Parametrisch bedeutet u.a., dass Variationen eines Entwurfs vergleichsweise einfach auszuführen sind. So kann z. B. die Flügelgeometrie modifiziert werden (z. B. Variation der Flügelstreckung) und der im Flügel definierte Flügelkasten, der die tragende Flügelstruktur ausmacht, wird automatisch entsprechend angepasst.

Den zweiten Schritt stellt die Lastanalyse mit den aufgebauten Simulationsmodellen für das Gesamtflugzeug dar. Die Lastanalyse umfasst die Ermittlung von Manöver, Böen und Landelasten, wobei für die Manöver- und Böenlastanalyse MSC Nastran verwendet wird.

Im dritten Entwurfsschritt wird die Primärstruktur der flügelartigen Baugruppen, als der Flügel und die Leitwerke, mit Strukturoptimierungsmethoden dimensioniert. Die Definition der mathematischen Optimierungsaufgabe, also die Festlegung der Entwurfsvariablen und der Restriktionen, wird ebenfalls über die parametrische Modellbildung im Entwurfsprozess MONA realisiert. In Abbildung 4 ist der MONA Prozess skizziert.

Der parametrische Entwurfsprozess cpacs-MONA basiert auf der einen Seite im Kern auf dem zuvor dargelegten MONA Prozess, beinhaltet aber noch weitere Aspekte um den Entwurfsprozess. In cpacs-MONA werden vor der Anwendung des MONA Prozesses die zu berücksichtigenden Lastfälle definiert und auf Konzeptentwurfsebene verteilte Lasten mit vereinfachten Methoden ermittelt. Ferner werden verschiedene Massenmodelle für die Konfiguration aufgebaut, die auf den in openAD abgeschätzten Massen basiert. Zudem findet nach Konvergenz des Entwurfsprozessanteils ein Fluttercheck statt. Weiterhin werden in cpacs-MONA die Flugzeugkonfigurationsdaten über einen CPACS-Datensatz definiert. Dieser stammt ursprünglich aus openAD und wird um weitere Parameter erweitert, die für cpacs-MONA benötigt werden.

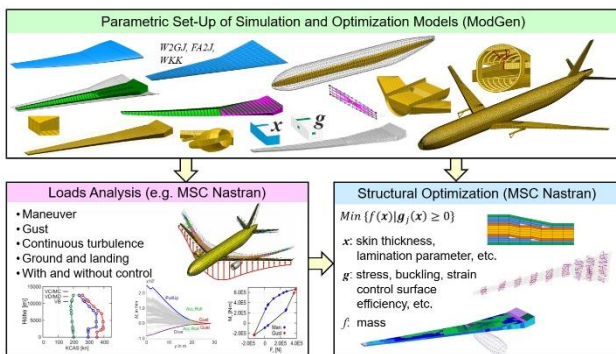


Abbildung 4: MONA Entwurfsprozess

2.3. Anpassungen für das Projekt WISDOM

Da im Verbundprojekt WISDOM eine Flutterfrequenz von bis zu 7 Hz erwartet wird und diese auf dem Prüfstand als demonstrierbar gilt, wurden die aeroelastischen Eigenschaften des Strukturentwurfs aus cpacs-MONA

dahingehend angepasst. Dies wurde durch Anbringung zusätzlicher Massenelemente an der Vorder- und Hinterkante erreicht, wodurch die Biege- und Torsionsfrequenz entsprechend abgesenkt werden konnten (siehe Abbildung 5).

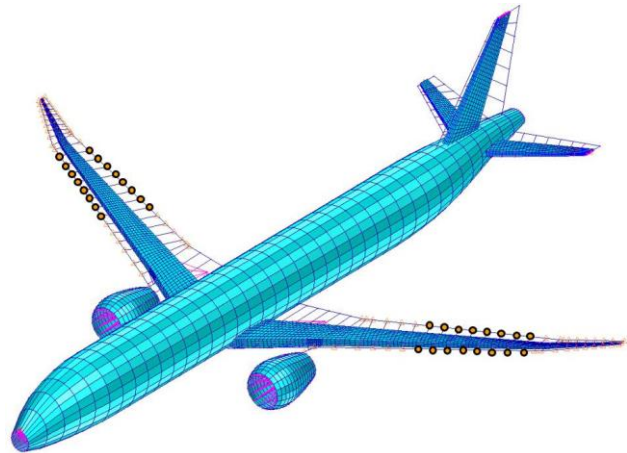


Abbildung 5: D2AE FE-Modell, angepasst mit zusätzlichen Massen für das Projekt WISDOM

3. FLATTERN

3.1. Hintergrund

In diesem Abschnitt werden einige Zusammenhänge zum Flattern und zur Technologie der aktiven Flatterunterdrückung (AFS – Active Flutter Suppression) erläutert, die hauptsächlich auf der gründlichen Darstellung von Livne [6] basieren. Die Wechselwirkung zwischen der Struktur und der instationären Aerodynamik eines verformbaren Fluggeräts kann zu einer selbsterregten aeroelastischen Instabilität führen, nämlich zum Flattern. Jenseits der Flattergrenze nehmen die Schwingungen zu und führen schließlich entweder zum Bruch der Struktur oder bleiben aufgrund nichtlinearer Effekte auf eine bestimmte Amplitude begrenzt (Grenzyklusschwingungen). Flattern hat somit ein destruktives Potenzial und hängt von den Flugbedingungen wie Höhe und Machzahl sowie vom Lastfaktor und den Manöverparametern ab.

Die Möglichkeit der Unterdrückung von Flatterinstabilitäten in Flugzeugen durch aktiv gesteuerte Regelung von Steuerflächen und anderen Geräten ist seit Jahren bekannt und wurde mit dem Erscheinen von Aktuatoren mit hoher Bandbreite und Entwicklungen in der Theorie und Hardware von Regelsystemen immer realisierbarer.

Aktive Flatterunterdrückung ist ein wichtiger Beitrag zur effektiven Lösung aeroelastischer Instabilitätsprobleme, wenn diese erst spät in der Entwicklung eines neuen Flugzeugs oder einer neuen Maschine auftauchen. Alternativ ist sie ein wesentliches Element der multidisziplinären Entwurfsoptimierung, das zu effizienteren Flugzeugen führen kann, wenn es von Beginn des Entwurfsprozesses an eingesetzt wird.

In den 1970er und 1980er Jahren fanden mehrere Forschungs- und Entwicklungsaktivitäten zu AFS statt [6], aber obwohl andere aktive Regelungstechnologien für die Zulassung akzeptiert wurden, wird AFS immer noch mit Vorbehalt und Vorsicht betrachtet. Natürlich kann die Bereitschaft der Behörden, jede Form von AFS zu akzeptieren, von der Art des Flatterverhaltens abhängen. So kann beispielsweise ein aktives Regelsystem akzeptabel sein, wenn das zu unterdrückende selbsterhaltende aeroelastische Verhalten vom LCO-Typ ist (Limit Cycle Oscillation) und akzeptable Amplituden aufweist, wie am Beispiel des Flugzeugs Boeing 747-8 gezeigt wurde [7]. In diesem Fall würde ein Ausfall des Steuerungssystems zu einem LCO führen, das eine angemessene Reaktion der Piloten und einen sicheren Flug ermöglicht. Der Ausfall eines aktiven Unterdrückungssystems im Falle eines "harten" Flatters jenseits der passiven (ohne Steuerung) Fluggrenze würde zu einer sofortigen Beschädigung der Flugzeugstruktur führen, so dass das System eine strenge Redundanz und Zuverlässigkeit bis zu einem erforderlichen Wahrscheinlichkeitsgrad erfüllen muss.

Verschiedene aktive Regelungssysteme sind bereits seit Jahren in zivilen und militärischen Flugzeugen anerkannt, zertifiziert und im Einsatz. Dazu gehören Systeme zur Verringerung von Manövern- und Böenlasten, Flugsteuerungssysteme für gewünschte und sichere Flugeigenschaften und aktiver Flugkomfort. In all diesen Fällen wäre ein Ausfall der betreffenden Systeme aufgrund ihrer strengen Redundanz und Zuverlässigkeit mit an Sicherheit grenzender Wahrscheinlichkeit nicht katastrophal. Der Ausfall eines AFS-Systems kann jedoch zu einem Versagen der Flugzeugstruktur führen, das zu schnell eintritt, als dass die Piloten durch Korrekturmaßnahmen reagieren könnten.

So hat es beispielsweise lange gedauert, bis die aktive Steuerung zur Stabilisierung eines statisch instabilen Flugzeugs, wie sie erstmals bei der F-16 [6] in der Produktion eingesetzt wurde, zustande kam. Den Stand der Technik von AFS auf einen Reifegrad zu bringen, der einen weit verbreiteten Einsatz ermöglichen würde, ist eine viel größere Herausforderung, da die Frequenzen hoch und die Flattermechanismen komplex und vielfältig sein können.

Darüber hinaus können verschiedene Arten von Flattern auftreten. Bei "explosivem" oder "hartem" Flattern führt ein geringer Geschwindigkeitsanstieg über die Flattergrenze hinaus zu stark divergierenden Schwingungen und zum Versagen der Flugzeugstruktur innerhalb eines Sekundenbruchteils. Bei "leichtem" Flattern ist der Stabilitätsverlust weit unterhalb der Flattergeschwindigkeit erkennbar, und bei Überschreiten der Flattergrenze wächst die divergente Schwingung nur langsam an, so dass die Piloten im Prinzip wieder in den stabilen Flugbereich abbremsen können.

AFS kann höchstwahrscheinlich für zwei Szenarien akzeptabel sein:

- Bei der Bereitstellung von Stabilität bis zu den Sicherheitsmargen, die über die schwersten Flugbedingungen hinaus erforderlich sind (im Bereich zwischen der dive-Fluggeschwindigkeit und 15 % darüber), für ein Flugzeug, das ansonsten innerhalb seines Flugbereichs stabil ist

- Zur Erhöhung der Stabilität innerhalb des Flugbereichs, um die unzureichende Dämpfung in aeroelastischen Modi mit geringer Dämpfung auf das erforderliche Niveau zu bringen. Dies steht in der Regel im Zusammenhang mit "leichten" Flatterfällen oder sogar "Hump Modes", einem Flattertyp, der die Stabilität bei zusätzlichem Anstieg des dynamischen Drucks wiederherstellt

Die verwendeten mathematischen Modelle beruhen in der Regel auf bestimmten Annahmen und enthalten Unsicherheiten, so dass bestimmte Effekte, die für die Beschreibung des aeroelastischen Systems wichtig sein können, eventuell nicht berücksichtigt werden. Daher sind effiziente, zuverlässige und aussagekräftige Experimente von größter Bedeutung, da sie eine Verbindung zwischen den mathematischen Modellen und der "Realität" herstellen. Die Entwicklung neuer aktiver Steuersysteme für Flugzeuge kann ohne umfangreiche Versuche nicht vollständig sein, da sie Schwächen in den Steuergesetzen und der Fähigkeit des Systems (Software und Hardware) aufdecken können, die Entwurfsziele zu erreichen und die erforderliche Sicherheit zu gewährleisten. Der vorgeschlagene Prüfstand soll zum weiteren Verständnis und zur Bewertung der AFS-Technologie beitragen, die für ihre Einführung in Verkehrsflugzeugen erforderlich ist.

3.2. Modellierung des Flatterverhaltens in WISDOM

Die aktive Steuerung von Flugzeugen umfasst Flugsteuerungssysteme (Verbesserung der Flugstabilität und Abminderung der Böenlasten), aktive Flugkomfortsteuerung und Abminderung von Manöverlasten. Die Stabilitätsverbesserung konzentriert sich in der Regel auf die Starrkörperbewegung des Flugzeugs, um die gewünschten sicheren Flugeigenschaften zu erreichen. Bei hochflexiblen Flugzeugen ist die Trennung zwischen Starrkörper- und elastischen Anteilen jedoch nicht gegeben und beide müssen gleichzeitig berücksichtigt werden. Für die hier betrachtete Konfiguration hat sich gezeigt, dass der Einfluss der Starrkörpermoden auf das Flatterverhalten signifikant ist und berücksichtigt werden muss. In diesem Fall muss das Flugsteuerungssystem einschließlich des gesamten aktiven Steuerungssystems, das alle Funktionen umfasst, betrachtet werden und in völliger Harmonie arbeiten. Es ist zu beachten, dass sogar zusätzliche Flatterinstabilitäten aufgrund unerwünschter Wechselwirkungen zwischen Steuerungssystemen und dem aeroelastischen Verhalten eines aktiv gesteuerten Flugzeugs auftreten können, was eine aeroservoelastische Instabilität darstellt.

Bei den Mechanismen der Flatterinstabilität handelt es sich in der Regel um die Interaktion von zwei oder mehr Schwingungsformen. Aufgrund der unterschiedlichen Flugbedingungen, die berücksichtigt werden müssen, liegen bei der aktuellen Konfiguration verschiedene Flattermechanismen vor, die zu unterschiedlichen Flattergeschwindigkeiten für jeden Mechanismus führen. Dies erschwert den Entwurf des AFS-Reglers, da unterschiedliche Bedingungen innerhalb des erweiterten Flugbereichs (einschließlich Geschwindigkeitswerte jenseits der dive-Flugbedingung VD/MD) zu unterschiedlichen Instabilitätsmechanismen führen, die alle

vom Regler "stabilisiert" werden müssen. Es ist klar, dass aus Sicht der Zertifizierung die Sicherheit und das aeroservoelastische System durch Analysen und Tests im gesamten Flugbereich weiter nachgewiesen werden müssen.

Darüber hinaus muss das AFS-System das Flugzeug stabilisieren, das andernfalls über mehrere Flug- und Manöverbedingungen hinweg instabil wäre, wobei alle Konfigurationen und Flattermechanismen abgedeckt werden. Bei der in WISDOM betrachteten oben genannten Konfiguration treten "harte" Instabilitäten innerhalb des erweiterten Flatterbereichs auf, d. h. jenseits des dive-Flugs VD/MD. Daher werden Flugbedingungen mit Höhen von 7000 (m) bis 4000 (m) in Schritten von 250 (m) bei einer Machzahl von 0,9 jenseits dieser Geschwindigkeit/Machzahl (VD/MD) betrachtet. Bei dieser Machzahl treten Flatterinstabilitäten (die erste bei 7000 (m) für eine aeroelastische Mode bei 4.17 (Hz)) auf, an denen mehrere aeroelastische Moden beteiligt sind, wenn der dynamische Druck schrittweise erhöht (oder die Höhe entsprechend verringert) wird. Diese zusätzlichen aeroelastischen Moden treten bei Frequenzen von 4.63, 7, 7.6 bzw. 8.37 (Hz) auf. Eine zusätzliche Machzahl innerhalb des regulären Flugbereichs (unterhalb der Sturzflugbedingung) ist zusätzlich zu berücksichtigen. Damit soll sichergestellt werden, dass keine nachteiligen aeroservoelastischen Wechselwirkungen auftreten, wenn das AFS-System nicht erforderlich, aber dennoch aktiv ist. Ein alternativer Ansatz besteht darin, einen Schalter mit der erforderlichen Zuverlässigkeit zu berücksichtigen, der sicherstellt, dass das AFS-System nur in dem Bereich aktiv ist, in dem das Flugzeug passiv instabil ist.

Die Frequenzen, bei denen die Instabilitäten auftreten, sind sehr empfindlich gegenüber dem mathematischen Modell, das das aeroelastische System darstellt. Dies ist hauptsächlich auf drei Gründe zurückzuführen:

- Die Berücksichtigung von Starrkörper-Freiheitsgraden für diese flexible Flugzeugkonfiguration hat Auswirkungen auf die Frequenzen, bei denen die Instabilitäten auftreten. Aufgrund der eingeschränkten Modellierung von Potentialströmungsmethoden, insbesondere der Doublet-Lattice-Methode (DLM), können Kräfte in Widerstandsrichtung nicht berücksichtigt werden, was zu praktisch instabilen niederfrequenten Moden führt. Diese werden durch künstliche Veränderung der numerischen Einträge der entsprechenden Zeilen im Zustandsraummodell behandelt, da ihre Vernachlässigung das aeroelastische Verhalten der Konfiguration verändert
- Die Darstellung der instationären aerodynamischen Kräfte, wie sie im Frequenzbereich berechnet werden, hängt sehr stark von der Methode ab, die für die Erstellung des erforderlichen aerodynamischen Zustandsraummodells verwendet wird
- Die Übertragung von Verschiebungen und Kräften zwischen dem Struktur- und dem aerodynamischen Modell hat einen nicht zu vernachlässigenden Einfluss auf die Bestimmung der Flattergrenze

Diese Aspekte stehen nicht im Mittelpunkt dieses Projekts, sind aber erwähnenswert. Daher besteht eine Lösung in dieser Arbeit darin, ein gemeinsames Modell für den Entwurf der Manöver- und Böenlastminderung sowie für

den Entwurf des Flatterunterdrückungsreglers zu berücksichtigen, wobei zu beachten ist, dass diese Aspekte in einem anderen Kontext weiter analysiert werden sollten.

Um die Leistung des AFS-Reglers zu bewerten, wird eine vertikale Böe mit einer (1-Kosinus-) Form mit einer Amplitude von 10 (m/s) und einer Frequenz, die dem instabilen aeroelastischen Modus entspricht, betrachtet. Alle sechs verfügbaren Querruder dürfen die Instabilitäten kompensieren. Obwohl über die dive-Flugbedingung hinaus keine Böen definiert sind [8], gibt dieses Szenario ein Maß dafür, wie leistungsfähig der AFS-Regler ist, wenn das Flugzeug durch eine turbulente Atmosphäre fliegt. Wenn bei der Unterdrückung der Instabilität für dieses Szenario bestimmte Grenzwerte (Sättigung oder maximale Rate) erreicht werden, kann die Böenamplitude herunterskaliert und die Begrenzung des AFS-Systems als "maximale Böenamplitude, die das System bei gleichzeitiger Stabilisierung des Flugzeugs kompensieren kann" interpretiert werden.

Aufgrund der Schwierigkeit des AFS-Designs, das die oben genannten Aspekte umfasst, müssen die Sicherheit und das aeroservoelastische System aus Sicht der Zertifizierung durch Analysen und Tests im gesamten Flugbereich nachgewiesen werden.

3.3. Entwicklung der Regelung zur Flatterunterdrückung

Für den Entwurf eines AFS-Systems muss das verwendete Modell das gesamte zu kontrollierende aeroservoelastische System umfassen. Seine Genauigkeit und Anwendbarkeit bei Frequenzen, die höher sind als bei anderen aktiven Systemen, ist von größter Bedeutung. Auch bei der Betrachtung "harter" Flatterfälle (die bei dieser Konfiguration im Bereich oberhalb der dive-Geschwindigkeit auftreten) ist die hohe Genauigkeit des aeroservoelastischen Modells sehr wichtig, da kleine Änderungen der Systemparameter zu einer relevanten Änderung der Flattergrenze führen können. Dies erfordert eine hohe Anzahl von Freiheitsgraden für das Modell, typischerweise in der Größenordnung von Hunderten, was bei der Anwendung von Methoden der Kontrolltheorie eine Herausforderung darstellen kann. Für die aktuelle Konfiguration werden insgesamt 200 Zustände nach der Reduktion mit balancierter Trunkierung beibehalten. Es hat sich gezeigt, dass dies keinen Einfluss auf die berechneten Instabilitäten hat, wenn man es mit dem Referenz-Zustandsraummodell mit insgesamt mehr als 1200 Zuständen vergleicht.

Zur Berechnung des strukturierten Reglers wurde die Matlab-Funktion `systune` [9] verwendet, die einen H-infinity-Rahmen mit einem Multi-Modell-Ansatz verbindet. Für den Regler mit dynamischer Rückkopplung wurde eine Anzahl von 10 Zuständen festgelegt. Er verwendet insgesamt 20 Beschleunigungssensoren, die über die Flügel, den Rumpf und das Leitwerk verteilt sind. Darüber hinaus wird auch die Stabilität des Reglers selbst vorgeschrieben. Die Möglichkeit, den Regler mit Machzahl und Staudruck zu modulieren, wurde implementiert [10], aber noch nicht genutzt. Bislang wurde ein Regler mit festen Gains bei Machzahl 0.9 für Höhen zwischen 7000 und 4000 (m) synthetisiert. Wie bereits erwähnt, können alle sechs

verfügbaren Querruder vom AFS-Regler angesteuert werden.

Aus der Sicherheitsperspektive ist es wichtig, bei der Synthese eines aktiven Regelungssystems klare quantitative Robustheitsanforderungen zu berücksichtigen, die das erforderliche Sicherheitsniveau gewährleisten. Zu diesem Zweck werden in der System-Routine am Eingang der aeroservoelastischen Anlage, d. h. für die befohlenen Querrudersignale, Disk-Margins, wie sie für Multiple-Input-Multiple-Output (MIMO)-Systeme erforderlich sind, als harte Bedingung vorgeschrieben. Es wird eine Gainmargin von 5 (dB) und eine Phasenmargin von 40 (deg) berücksichtigt. Um einen Regler zu finden, der diese Randbedingungen erfüllt, benötigt der Algorithmus bis zu 3 zufällige Starts. Auch ein statischer Regler mit Ausgangsrückführung konnte nicht gefunden werden, wenn man diese Stabilitätsmargins vorschreibt. Der synthetisierte AFS-Regler ist in der Lage, alle betrachteten Höhen bei einer Machzahl von 0.9 zu stabilisieren, bei denen mehrere Instabilitäten gleichzeitig für das passive Flugzeug vorhanden sind. Er ist dazu auch dann in der Lage, wenn Unsicherheiten in Form von bis zu 6 (ms) Verzögerung in den Kommandosignalen für eine Höhe von 4000 (m) auftreten.

Wie oben erwähnt, ist die Berücksichtigung der Steuerungssysteme zur Vermeidung von aeroservoelastischen Instabilitäten essentiell und soll im nächsten Abschnitt betrachtet werden.

4. FLUGSTEUERUNGS-ARCHITEKTUR

Das Flugsteuerungssystem (FCS – Flight Control System) ist ein entscheidendes System für den sicheren Betrieb kommerzieller Passagierflugzeuge. Es ist im Allgemeinen dafür verantwortlich, die vom Piloten geforderten Steuerflächenkommandos umzusetzen, oder bei moderneren FCS geforderte Bewegungen des Flugzeuges mithilfe der Steuerflächen zu realisieren. Ab einer gewissen Flugzeuggröße kommen FCS nicht ohne Aktuatorik zur Unterstützung der Piloteneingabe aus. Diese wird üblicherweise durch hydraulische oder elektrische Aktuatoren an den Steuerflächen umgesetzt [11][12][13][14][15]. FCS wird meistens weiter unterteilt in primäre Flugsteuerung und sekundäre Flugsteuerung [11][13][14].

Das primäre FCS ist verantwortlich für die Raten und Winkel der Roll-, Nick- und Gierbewegungen und die dadurch erreichte Flugbewegung entlang des Flugpfades. Kommerzielle Passagierflugzeuge nutzen hierfür mindestens Querruder, Seitenruder und Höhenruder [11][12][13]. Das sekundäre FCS ist vor allem für die aerodynamische Konfiguration des Flugzeuges verantwortlich. Hierfür werden Flügelfläche und effektiver Anstellwinkel mithilfe von Klappen beeinflusst, um Auftrieb und Widerstand an die jeweiligen Betriebspunkte anzupassen. Hierfür werden zumeist Klappen an den Vorder- und Hinterkanten der Flügel genutzt. Spoiler auf den Flügel werden sowohl für primäre als auch sekundäre Flugsteuerungsaufgaben genutzt [11][12][13].

Fly-by-wire Technologie, die elektronische Übertragung von Steuersignalen vom Piloten zu den Steuerflächen, ermöglicht es modernen FCS ihren Funktionsumfang zu erhöhen [14][15]. So können aktuelle Flugzeuge von Airbus neben den klassischen Steuerflächenkommandos auch direkte Rollraten oder Winkelforderungen vom Piloten erhalten, die dafür notwendigen Steuerflächenausschläge mithilfe von Flugsteuerungsrechnern (FCC – Flight Control Computer) berechnen und eigenständig mithilfe der Aktuatoren realisieren.

Power-by-wire ist ein weiterer wichtiger Begriff, der auf dem technologischen Stand des fly-by-wire aufbaut und um die elektrische Leistungsübertragung erweitert. Power-by-wire Aktuatoren erhalten sowohl ihre Leistungsversorgung als auch ihre Steuersignale in elektronischer Form. Primäre Vorteile hiervon liegen vor allem in der Rekonfigurierbarkeit der Leistungsversorgung und einer effizienteren Leistungsbereitstellung [15].

Für zukünftige Entwicklungen im Bereich der FCS existieren mehrere angestrebte technische Neuerungen. Die meisten werden von übergeordneten Entwicklungszielen im Flugzeugenwurf getrieben. Zu nennen wären hier primär die fortlaufende Elektrisierung von Flugzeugsystemen, zunehmende Digitalisierung und aktive Lastminderung für die Flügel. In WISDOM führt dies zu einer Betrachtung von elektromechanischen Aktuatoren (EMA) und elektrohydrostatischen Aktuatoren (EHA) für die Aktuierung eines dreigeteilten Querruders.

Die Aktuatoren sind mit lokalen Rechneinheiten ausgestattet, die einen lokalen Positionsregelkreis realisieren und digital mit den zentralen Flugsteuerungsrechnern kommunizieren. Des Weiteren können die lokalen Rechneinheiten superpositionierte hochfrequente Positionskommandos berechnen, wie sie potentiell beispielsweise für die Flatterunterdrückung notwendig sein können [16]. Jede dieser drei Teilentwicklungen stellt eine technische Herausforderung dar, vor allem im Hinblick auf die sicherheitskritische Anwendung im FCS.

Für die Umsetzung im angestrebten Teststand wurden mögliche FCS Architekturen generiert und anhand ihres zu erwartenden Ausfallverhaltens untersucht. Die resultierende Architektur beinhaltet mittels EMAs simplex aktuierte Querruder, die jeweils mit einer lokalen Rechneinheit ausgestattet sind. Auf diesen werden Flatter- und Positionsregelkreise umgesetzt. Die EMAs werden jeweils über voneinander separate Versorgungsbusse gespeist, die potentiell auch die weiteren Steuerklappenaktuatoren in klassischer Redundanz versorgen können. Weitere Beschreibungen der FCS Architektur und des zugrundeliegenden Entwurfs- und Analyseverfahrens sind in [17] zu finden. Die grundsätzlich für das Projekt gewählte Flugsteuerungsarchitektur ist in Abb. 6 dargestellt. Die Abbildung gibt einen Überblick über die räumliche Verteilung der betrachteten Aktuator- und Versorgungselemente. Für den Teststand wird diese Flugsteuerungsarchitektur als Grundlage verwendet, im Teststand sollen jedoch nur die Querruder eines Flügels aufgebaut werden.

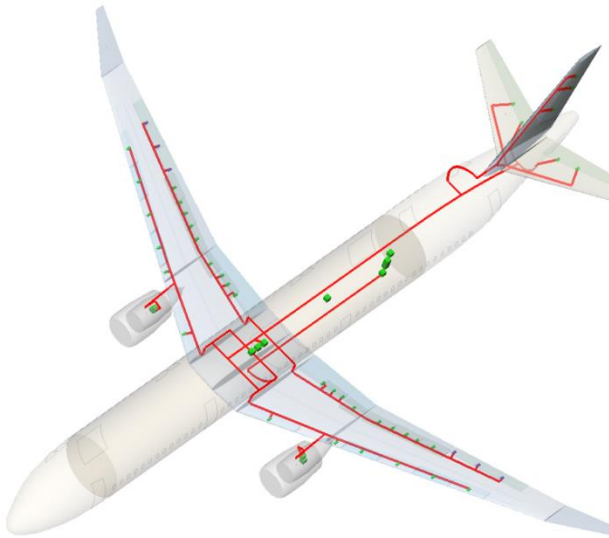


Abbildung 6: Darstellung der räumlichen Verteilung der FCS Komponenten

5. HERAUSFORDERUNGEN DER TECHNISCHEN UMSETZUNG

Wie in Kapitel 2 beschrieben, stellen flexible Flügel den notwendigen Entwicklungsschritt für Flugzeuge der nächsten Generationen dar. Um diese jedoch zu ermöglichen, ist, neben weiteren aktiven und passiven Lastminderungstechnologien, die Realisierung der in Kapitel 3 beschriebenen Flatterunterdrückungsmaßnahmen notwendig. Während es sich hierbei grundsätzlich um ein seit vielen Jahren erforschtes und lebendiges Entwicklungsfeld im Bereich der Regelung und Simulation handelt, liegt noch eine deutliche Unbekannte bei der Umsetzung in realer Hardware, wie sie in zukünftigen kommerziellen Flugzeugen zum Einsatz kommen könnte. Die grundsätzliche Funktionsweise des Flugsteuerungssystems und mehrere angestrebte Entwicklungstrends hierfür sind in Kapitel 4 näher beleuchtet. Die Umsetzung von leistungsfähigen Flatterunterdrückungsfunktionen stellt hohe Anforderungen an die Zuverlässigkeit und Sicherheit der Flugsteuerungskomponenten. Gleichzeitig sind viele technische Herausforderungen zu erwarten, vor allem im Bereich der Aktuator-, Rechner- und Sensorperformance, sowie deren Zusammenspiel. Einige dieser, wie Buskommunikation und Aktuatoranlaufverhalten, sind grundsätzlich bekannt. Vor allem aber in der Wechselwirkung der Komponenten untereinander bildet sich hier ein deutlicher Forschungsbedarf ab. Die Forschungsarbeit an einem Hardware-in-the-loop-Teststand kann hierbei zum einen dabei helfen, bestehende Annahmen zu technischen Herausforderungen und Lösungen zu bestätigen, zum anderen aber auch noch vorhandene Blindstellen für bisher unbekannte Probleme aufzulösen.

Hierzu soll ein Teststand realisiert werden, der es ermöglicht, die simulative Darstellung der Flatterunterdrückung und Lastminderung an reale Hardware anzuschließen. Querruder, Aktuatoren und Flugsteuerungsrechner werden in Echtzeit mit

Simulationsdaten verbunden, um so das von der Simulation geforderte Systemverhalten abzubilden.

Der angestrebte Teststand soll hierbei in der Lage sein, die von der Simulation berechneten Luftlasten auf die Querruder und Aktuatorik aufzubringen und gleichzeitig notwendige Sensordaten von der Simulation an die Hardware zu liefern und somit eine Kopplung von Simulation und Hardware in Echtzeit zu ermöglichen. Die verwendete Aktuatorik für die Querruderaktuierung soll zusätzlich für zukünftige Flugzeugprogramme geeignet sein, weswegen im Teststand eine grundsätzliche Modularität angestrebt wird.

6. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Das national geförderte Verbundprojekt WISDOM hat zum Ziel einen Prüfstand für Flugsteuerungssysteme zu entwickeln und aufzubauen, um z. B. sicherheitskritische Technologien und Regelungsfunktionen zur aktiven Lastminderung und Flatterunterdrückung zu erproben und zu demonstrieren. Dazu wurde eine Flugzeugkonfiguration zu einem realistischen Business-Case für ein emissionsarmes Verkehrsflugzeug mit hochgestreckten Flügeln vorgestellt. Hierbei wurden Anpassungen für das Projekt WISDOM vorgenommen, indem einerseits 3 ungefähr gleichgroße Querruder eingesetzt wurden und andererseits Massenelemente eingebracht wurden, um die vom Projektteam erwartete und demonstrierbare Flatterfrequenz von ca. 7 Hz zu erreichen.

Für die vorgestellte Flugzeugkonfiguration wurde das Flatterverhalten der Flügel simulativ abgebildet und festgestellt, dass das Flatterverhalten nicht nur von geometrischen, flugmechanischen, strukturellen und aeroelastischen Parametern abhängt, sondern auch stark von der Dynamik des gesamten Steuerungssystems, insbes. der Aktuatorik, geprägt wird. Entsprechend sind möglichst realitätsnahe Modelle und deren Validierung auf einem Prüfstand essentiell, um aeroservoelastische Instabilitäten vermeiden und damit sicherheitskritische Regelungsfunktionen hinsichtlich Lastminderung und Flatterunterdrückung realisieren zu können.

Aufgrund der Bedeutung des Steuerungssystems für das aeroservoelastische Verhalten des Flugzeugs, wurde hier auch die vorgesehene Flugsteuerungs-Architektur vorgestellt. Nach Analysen des erwarteten Ausfallverhaltens, ergab sich eine plausible und vielversprechende Architektur mit elektromechanischen Aktuatoren (EMA), wobei jeder ein einzelnes Querruder betätigt. Die Verschaltungen von, zugunsten der Redundanz, mehrfach vorhandenen Komponenten wie Flugsteuerungsrechner, Aktuator-Elektroniken und Daten- sowie Versorgungs-Bussen, müssen zusammen mit allen vorhersehbaren Ausfallszenarien analysiert werden. Da Modelle, ihrer Definition nach, die Realität nie vollständig abbilden, müssen die Flugsteuerungskomponenten zusammen mit den Regelungsfunktionen aufgrund ihrer Kritikalität im Einzelnen sowie im Gesamtverbund als Hardware-Tests auf einem Prüfstand integriert und abgesichert werden.

Basierend auf der vorgestellten Flugzeugkonfiguration und der Flugsteuerungs-Architektur konnte ein vergleichsweise robuster Regler zur Flatterunterdrückung entwickelt werden. Wie jedoch erwähnt, ist eine Validierung der Simulationsmodelle der beteiligten Flugsystem-Komponenten sowie deren Zusammenwirken durch Hardware-Tests essentiell und auch die Annahmen der zugrundeliegenden Flugsteuerungs-Architektur sind über einen System-Prüfstand abzusichern, bevor solche kritische Regelungsfunktionen in der Luftfahrt zum Einsatz kommen können.

Zu diesem Zweck entwickelt der Projektverbund im Projekt WISDOM bis 2026 einen entsprechenden Prüfstand für Flugsteuerungssysteme.

FÖRDERUNG

Die zugrundeliegenden Arbeiten im Verbundprojekt WISDOM wurden im Rahmen des Luftfahrtforschungs-Programms (LuFo VI-2) getätigt und unter dem Förderkennzeichen 20Y2105 gefördert durch das Bundesministerium für Wirtschaft und Klimaschutz (BMWK) aufgrund eines Beschlusses des Deutschen Bundestags.

REFERENZEN

- [1] Klimmek, Thomas und Schulze, Matthias und Wöhler, Sebastian (2022) Development of a Short Medium Range Aircraft Configuration for Aeroelastic Investigations using cpacs-MONA. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2022, 27.-29. Sep. 2022, Dresden.
- [2] Woehler, Sebastian und Atanasov, Georgi und Silberhorn, Daniel und Fröhler, Benjamin und Zill, Thomas (2020) Preliminary Aircraft Design within a Multidisciplinary and Multifidelity Design Environment. In: Aerospace Europe Conference 2020. Aerospace Europe Conference 2020, 25.-28. Feb. 2020, Bordeaux, Frankreich.
- [3] Klimmek, Thomas und Schulze, Matthias und Abu-Zurayk, Mohammad und Ilic, Caslav und Merle, Andrei (2019) cpacs-MONA – An independent and in high fidelity based MDO tasks integrated process for the structural and aeroelastic design for aircraft configurations. In: International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics 2019, IFASD 2019. IFASD 2019 - International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, 10.-13. Juni 2019, Savannah, GA (USA).
- [4] Alder, Marko und Moerland, Erwin und Jepsen, Jonas und Nagel, Björn (2020) Recent Advances in Establishing a Common Language for Aircraft Design with CPACS. Aerospace Europe Conference 2020, 25.-28. Feb. 2020, Bordeaux, Frankreich.
- [5] Siggel, Martin und Kleinert, Jan und Stollenwerk, Tobias und Maierl, Reinhold (2019) TiGL: An Open Source Computational Geometry Library for Parametric Aircraft Design. Mathematics in Computer Science. Springer. ISSN 1661-8270. <https://doi.org/10.1007/s11786-019-00401-y>
- [6] Livne, E., Aircraft active flutter suppression: state of the art and technology maturation needs, Journal of Aircraft, Vol. 55, No. 1, 2018.
- [7] Scalabrin, A., Nonlinear stability analysis of the 747-8 limit cycle oscillation, International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD), 2022.
- [8] European Aviation Safety Agency, CS25-Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes, Amendment 23. 2019. Available online: https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/CS-25_Amdt%203_19.09.07_Consolidated%20version.pdf.
- [9] Apkarian, P. and D. Noll, "Nonsmooth H-infinity Synthesis," IEEE Transactions on Automatic Control, Vol. 51, No. 1, 2006.
- [10] Gahinet, P., and Apkarian, P., "Automated tuning of gain-scheduled control systems," IEEE Conference on Decision and Control, 2013.
- [11] R. Pratt, Flight control systems. Herts, U.K, Reston, Va: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000.
- [12] M. V. Cook, Flight Dynamics Principles: A Linear Systems Approach to Aircraft Stability and Control, 2nd ed. Kidlington: Elsevier Science & Technology, 2007. Available online: <https://ebookcentral.proquest.com/lib/kxp/detail.action?docID=311429>
- [13] R. Brockhaus, W. Alles, and R. Luckner, Flugregelung, 3rd ed. Berlin, Heidelberg: Springer, 2011.
- [14] I. Moir, Civil avionics systems, 2nd ed. Chichester, West Sussex, U.K: John Wiley & Sons Inc, 2013. Available online: <http://site.ebrary.com/lib/alltitles/Doc?id=10748743>
- [15] J.-C. Maré, Aerospace Actuators 1-3. Hoboken, NJ, USA: Wiley, 2016-2018.
- [16] Wallace, Christian und Schulz, Simon und Fezans, Nicolas und Kier, Thiemo und Weber, Guido (2022) Evaluation Environment for Cascaded and Partly Decentralized Multi-Rate Load Alleviation Controllers. 33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS 2022), 04.-09. Sep. 2022, Stockholm, Schweden. ISSN 2958-4647. Available online: https://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2022/data/preview/ICAS2022_0656.htm
- [17] Lübke, Sascha und Bertram, Oliver (2023) Safety Critical Design of Flight Control System Architectures - Potential Safety Aspects for a Triple Split Aileron for the Project WISDOM. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2023, 19.-21. Sep. 2023, Stuttgart.